

СЫЗРАНСКИЙ ВОЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

**Ю.П. ОНУШКИН
С.И. КОЧИШ**

**АЭРОДИНАМИКА, ДИНАМИКА ПОЛЕТА И
ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА**

ЧАСТЬ II

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

КУРС ЛЕКЦИЙ

Сызрань 2004

Юрий Петрович Онушкин
Святослав Иванович Кочиш

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

Курс лекций

Учебное пособие соответствует программе курса "Аэродинамика, динамика полета и практическая аэродинамика", читаемого в Сызранском авиационном институте и предназначено для летного, курсантского и технического состава.

Рецензенты:

Б.С. Крицкий, доктор технических наук
ВВИА им Н.Е. Жуковского
Б.Е. Локтев, доктор технических наук
ВВИА им. Н.Е. Жуковского

© Ю.П. Онушкин, С.И. Кочиш
Использование, ссылка и копирование
без письменного разрешения
авторов запрещены

Рекомендуемая литература

Основная:

- Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. М., Воениздат, 1982.
- Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолетов. М., Воениздат, 1980.
- Инструкция Экипажу вертолета Ми-8.
- Практическая аэродинамика вертолета Ми-24В.

Дополнительная:

- Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов, М., Транспорт, 1984.

Преподаватели:

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....
ГЛАВА 1 ОСНОВЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА.....
1.1 Основные системы координат, используемые в динамике полета вертолета. Углы, определяющие положение вертолета в пространстве.....
1.1.1 Нормальная и подвижная земная система координат.....
1.1.2 Связанная система координат.....
1.1.3 Скоростная система координат
1.1.4 Траекторная система координат
1.2 Центровка вертолета
1.2.1 Методика расчета профильной центровки при изменении загрузки
1.3 Силы и моменты, действующие на вертолет в полете
1.3.1 Методика построения схем сил моментов в установившемся полете....
1.4 Понятие "перегрузка". Уравнения движения в перегрузках
ГЛАВА 2 РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА
2.1 Балансировка вертолета
2.2 Продольная балансировка вертолета
2.3 Боковая балансировка вертолета
2.3.1 Боковая балансировка вертолета с креном
2.3.2 Боковая балансировка вертолета со скольжением
2.4 Устойчивость вертолета
2.4.1 Продольная статическая устойчивость по V и α_n

2.4.2 Боковая статическая устойчивость по β	
2.5 Динамическая устойчивость вертолета	
2.5.1 Динамическая устойчивость вертолета на висении	
2.5.2 Динамическая устойчивость в горизонтальном полете	
2.6 Применение автоматических устройств (автоматов) в системе управления вертолетом	
2.7 Управляемость вертолета и ее показатели	
ГЛАВА 3 ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА	
3.1 Условия продольной и боковой балансировки вертолета в горизонтальном полете	
3.2 Располагаемая и потребная тяга в горизонтальном полете	
3.3 Располагаемая и потребная мощности в горизонтальном полете	
3.4 Кривые Н.Е. Жуковского и их анализ	
3.5 Характерные скорости горизонтального полета	
3.6 Первые и вторые режимы горизонтального полета.....	
3.7 Теоретический и эксплуатационный диапазон Н и V горизонтального полета, его зависимость от эксплуатационных факторов	
3.8 Возможность горизонтального полета с одним работающим двигателем	
ГЛАВА 4 ПОДЪЕМ И СНИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ	
4.1 Балансировка вертолета в установившемся подъеме по наклонной траектории	
4.2 Тяга и мощность, потребные для подъема вертолета по наклонной траектории	

4.3	Характеристики установившегося подъема вертолета по наклонной траектории
4.4	Балансировка вертолета при снижении по наклонной траектории
4.5	Тяга и мощность, потребные для снижения по наклонной траектории
4.6	Характеристики установившегося снижения по наклонной траектории
4.7	Особенности выполнения снижения по наклонной траектории

ГЛАВА 5 РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОДЪЕМА ВЕРТОЛЕТА

5.1	Балансировка вертолета на режиме висения
5.2	Потребная, располагаемая тяга и мощность для режима висения. Влияние эксплуатационных факторов на тягу и мощность
5.3	Определение предельного взлетного веса и статического потолка вертолета по номограммам
5.4	Балансировка вертолета на режиме вертикального подъема. Потребная и располагаемая тяга и мощность для режима вертикального подъема. График скороподъемности. Барограмма подъема
5.5	Балансировка вертолета на режиме вертикального снижения. Потребная и располагаемая тяга и мощность для режима вертикального снижения
5.6	Особенности выполнения вертикальных режимов

ГЛАВА 6 ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

6.1	Особенности движения вертолета по земле
6.2	Взлет вертолета
6.3	Посадка вертолета

ГЛАВА 7 РЕЖИМ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА.....

7.1	Физическая сущность самовращения несущего винта
-----	---

7.2 Балансировка вертолета на режиме самовращения несущего винта

7.3 Указательница траекторий планирования на режиме самовращения несущего винта

ГЛАВА 8 МАНЕВРИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА.....

8.1 Общие сведения о маневрировании

8.2 Маневры в горизонтальной плоскости

8.3 Маневры в вертикальной плоскости

8.4 Маневры в пространстве

ГЛАВА 9 ЛЕТНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ.

9.1 Ограничения по взлетным массам

9.2 Ограничения по центровкам

9.3 Ограничения по летным данным

9.4 Отказ одного двигателя

9.5 Опасные зоны в координатах "высота – скорость"

9.6 Отказ двух двигателей

9.7 Отказ путевого управления

9.8 Самопроизвольное снижение

9.9 Самопроизвольный разворот

Введение

Динамика полета – это наука о законах движения летательного аппарата в воздухе, дающая теоретические основы для разработки техники пилотирования им.

Динамика полета делится на два раздела:

- динамику точки, рассматривающую движение центра масс летательного аппарата по траектории. Она позволяет выполнить аэродинамический расчет летных характеристик;

- динамику системы, которая рассматривает вращение летательного аппарата вокруг его центра масс, то есть решает вопросы равновесия, балансировки, устойчивости и управляемости.

Таким образом, знание динамики полета позволяет по известным силам и моментам от этих сил, действующих на летательный аппарат (вертолет), определить траекторию полета и положение вертолета в пространстве, либо наоборот, зная траекторию (закон движения) определить силы и моменты, действующие на вертолет в полете.

Для оценки пространственного положения вертолета, характеристик его движения по заданной траектории используют системы координат, с помощью которых решение задач динамики полета не вызывает больших затруднений.

ГЛАВА 1

ОСНОВЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

1.1 Основные системы координат, используемые в динамике полета вертолета. Углы, определяющие положение вертолета в пространстве

Системы координат выбирают так, чтобы получаемые с их помощью представления о положении вертолета в воздухе, направлении действующих на него сил и математические выражения, описывающие его движение, были наиболее естественны и просты для летчика.

Все используемые координаты являются прямоугольными, т. е. в каждой системе координат оси расположены взаимно перпендикулярно, правосторонними – ось z направлена вправо относительно движения вертолета.

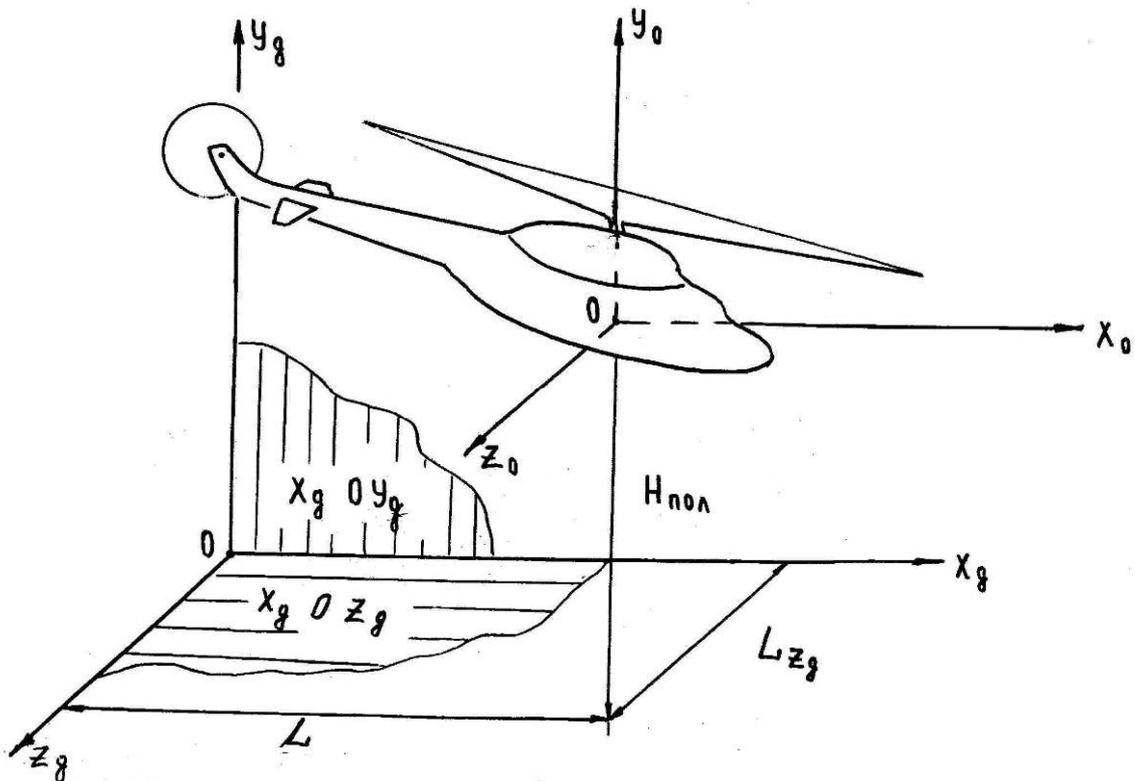


Рис.1.1. Системы координат: $Ox_g y_g z_g$ – нормальная земная;
 $Ox_o y_o z_o$ – подвижная земная.

В динамике полета используются следующие системы координат:

- нормальная и подвижная земная системы координат;
- связанная система координат;
- скоростная система координат;

- траекторная система координат.

1.1.1 Нормальная и подвижная земная системы координат

Нормальная земная система координат $0X_g Y_g Z_g$

Название данной системы координат говорит о связи ее с землей – она фиксирована по отношению к ней. Начало координат располагают в точке взлета вертолета (рис. 1.1.) Ось $0X_g$ направляют по линии заданного курса полета. Ось $0Y_g$ направлена по нормали к поверхности земли вверх. Ось $0Z_g$ перпендикулярна плоскости $X_g 0Y_g$, образованной соответствующими осями. Плоскость $X_g 0Z_g$ – плоскость горизонта.

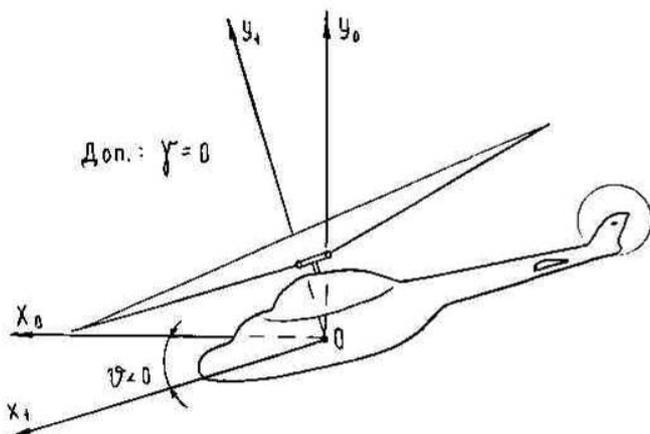


Рис. 1.2. Связанная и земная подвижные системы координат на виде сбоку (по оси OZ_1)

Допустим, летчик выдерживает направление заданного курса, тогда в любой момент времени можно определить координаты вертолета относительно точки взлета. По оси $0X_g$ определяется пройденный путь по маршруту ($L_{ист}$). По оси $0Y_g$ определяется высота полета и ее изменение в процессе

полета ($H_{пол}$). По оси $0Z_g$ определяется координата бокового уклонения от линии заданного пути (Lz_g).

Подвижная земная система координат $0X_0 Y_0 Z_0$.

Отличие данной системы координат от нормальной земной заключается в том, что ее начало располагают в центре масс вертолета и она движется вместе с вертолетом, не меняя своего положения в пространстве независимо от положения вертолета (рис.1.1). Ее оси координат всегда соориентированы параллельно осям нормальной земной систем координат. В дальнейшем, во всех наших рассуждениях ось $0X_0$ земной подвижной системы координат будет характеризовать положение линии горизонта относительно вертолета. Таким образом земная подвижная система координат позволяет определять угловое положение вертолета в пространстве.

1.1.2 Связанная система координат

Связанная система координат $0X_1Y_1Z_1$ жестко "связана" с конструкцией вертолета, т. е. ее оси поворачиваются в пространстве так же, как вращается вертолет. Начало системы координат в центре масс вертолета.

Ось $0X_1$ – продольная ось вертолета, проходит параллельно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), лежит в плоскости симметрии и направлена вперед к носу вертолета. Плоскость симметрии вертолета считается основной продольной плоскостью. Понятие "плоскость симметрии" несколько условно, для вертолетов одновинтовой схемы из-за наличия рулевого винта.

Ось $0Y_1$ – нормальная ось вертолета, лежит в его плоскости симметрии и направлена перпендикулярно оси $0X_1$ в сторону несущего винта.

Ось $0Z_1$ – поперечная ось, направлена перпендикулярно плоскости симметрии вертолета в сторону его правого борта.

Оси связанной системы координат и образуемые ими плоскости являются базовыми при установке приборов, фиксирующих угловое положение вертолета по отношению к земле – авиагоризонта, компаса и т.п. Величины, характеризующие ориентацию вертолета в пространстве, определяются летчиком визуально или по приборам на основе оценки взаимного расположения осей связанной и подвижной земной систем координат. Этими величинами являются углы тангажа, крена и рыскания вертолета.

Угол тангажа ν (тетта) – угол между продольной осью $0X_1$ и осью $0X_0$ (местной горизонтальной плоскостью). Положителен, если ось $0X_1$ проходит выше оси $0X_0$, т.е. нос вертолета поднят над горизонтом (рис. 1.2).

Угол крена γ (гамма) – угол между нормальной осью $0Y_1$ и осью $0Y_0$. Положителен при правом крене (рис. 1.3).

Угол рыскания Ψ (пси) – угол между проекцией продольной оси $0X_1$ на местную горизонтальную плоскость и осью $0X_0$. Положителен при отвороте от заданного курса влево (рис. 1.4).

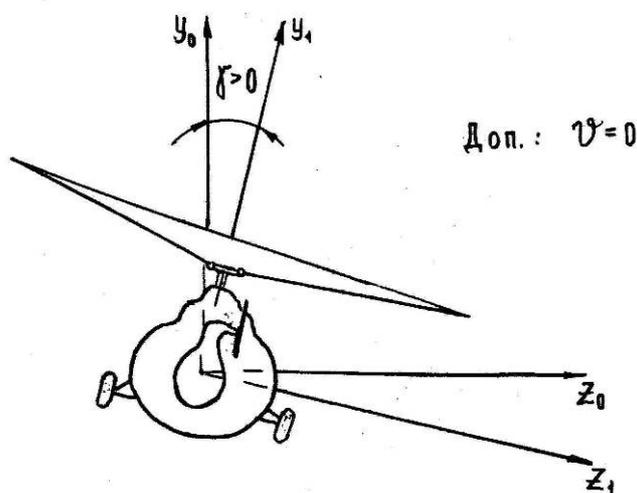


Рис. 1.3. Связанная и земная подвижные системы координат на виде сзади (по оси $0X_1$)

P.S. Правило знаков моментов, угловых скоростей и углов следующее, они положительны, если летчик видит вращение вертолета из кабины относительно связанных осей по часовой стрелке.

1.1.3 Скоростная система координат

Скоростная система координат $0X_1Y_1Z_1$ позволяет легко определиться с динамикой движения центра масс вертолета. Ориентация данной системы координат в пространстве зависит от направления вектора воздушной скорости. Начало системы координат находится в центре масс вертолета.

Ось $0X_1$ – скоростная ось (ось сопротивления) направлена по вектору воздушной скорости.

Ось $0Y_1$ – ось подъемной силы. Направлена перпендикулярно оси $0X_1$ вверх и лежит в плоскости симметрии вертолета.

Ось $0Z_1$ – боковая ось, перпендикулярна плоскости $X_1O_1Y_1$ и направлена в сторону правого борта вертолета.

Взаимное расположение связанной и скоростной систем координат характеризуется углами скольжения β и атаки α_ϕ . Углом скольжения вертолета β – называется угол между вектором воздушной скорости и плоскостью симметрии вертолета, положителен при правом скольжении (рис. 1.5).

Углом атаки фюзеляжа вертолета (α_ϕ) – называется угол между продольной осью вертолета (осью $0X_1$) и проекцией вектора воздушной скорости на плоскость симметрии. Положителен, если поток воздуха относительно

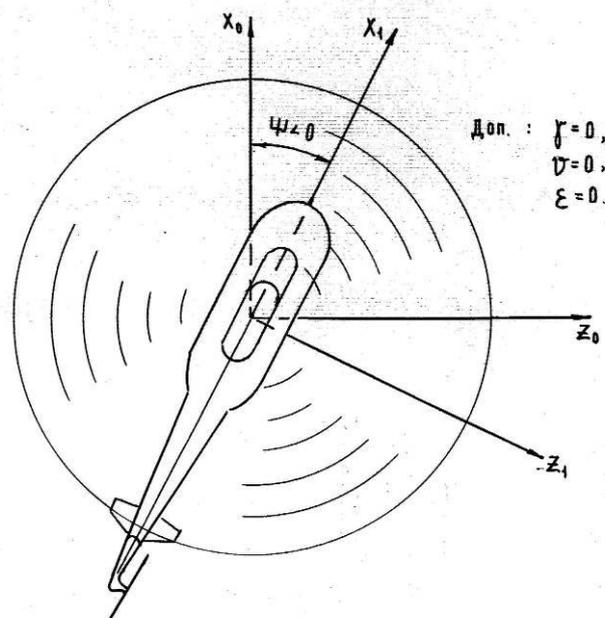


Рис. 1.4. Связанная и земная подвижная системы координат на виде сверху (по оси $0Y_1$)

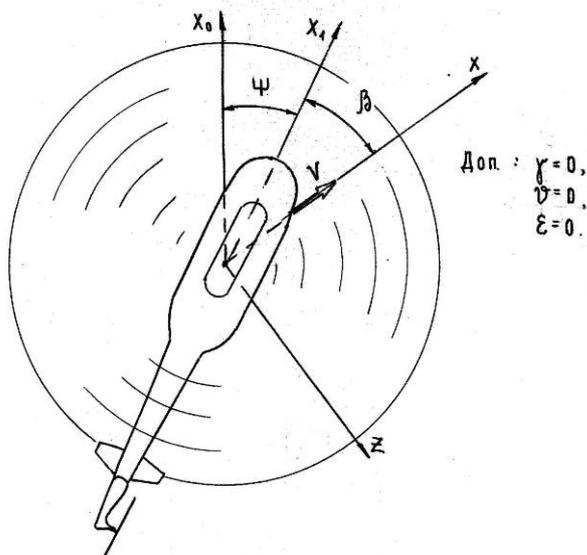


Рис. 1.5. Скоростная система координат на виде сверху (по оси $0Y_1$)

фюзеляжа набегает снизу (рис. 1.6).

Направление движения и траектория вертолета определяются направлением его скорости полета.

Угол между вектором воздушной скорости (осью OX) и плоскостью горизонта (осью OX_0), называется углом наклона траектории. Обозначается буквой θ (тетта большая) (рис. 1.6). Угол θ положителен при наборе высоты.

1.1.4 Траекторная система координат

Траекторная система координат $OX_k Y_k Z_k$ необходима при расчете маневров вертолета. Она рассматривает лишь движение его центра масс.

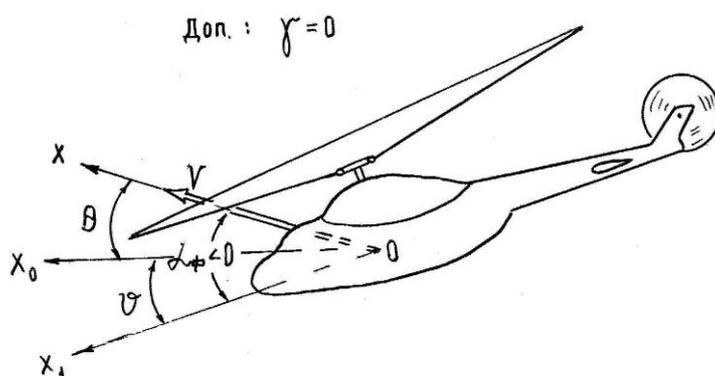


Рис. 1.6. Скоростная система координат на виде сбоку (по оси OZ_1)

Ось OX_k совпадает с осью OX . Ось OY_k перпендикулярна оси OX_k и лежит в земной подвижной вертикальной плоскости, проходящей через ось OX_k . Ось OZ_k образует правую тройку векторов и лежит в местной горизонтальной плоскости, проходящей через центр масс вертолета. Траекторная система координат позволяет определить изменение вектора скорости по величине (по оси OX_k) и по направлению в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

P.S. При наличии сложного пространственного положения вертолета для дачи определения углов ν , γ , ψ , α_f , β придется подключить горизонтальную и вертикальную плоскости. Так определение угла тангажа будет следующим, это угол между осью OX_1 и земной подвижной горизонтальной плоскостью, определение угла крена – это угол между осью OY_1 и земной подвижной вертикальной плоскостью, проходящей через ось OX_1 , определение угла рыскания – это угол между проекцией оси OX_1 на земную подвижную горизонтальную плоскость и вертикальной плоскостью $OX_0 Y_0$, определение угла атаки фюзеляжа – это угол между осью OX_1 и проекцией вектора скорости на вертикальную плоскость, проходящую через ось OX_1 , определение угла скольжения – это угол между проекциями вектора скорости и оси OX_1 на земную подвижную горизонтальную плоскость.

1.2 Центровка вертолета

Под центровкой вертолета понимается положение его центра масс относительно оси и плоскости вращения несущего винта. Центровка оказывает большое влияние на условия и возможности балансировки вертолета. Она характеризуется тремя координатами (рис. 1.7):

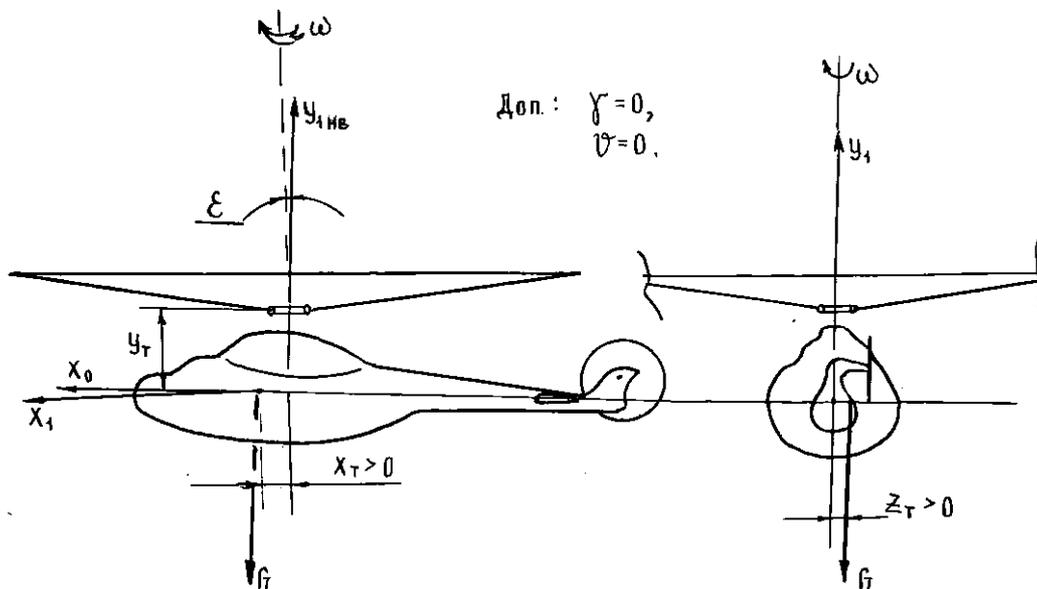


Рис.1.7. Центровка вертолета. Виды центровок.

x_T – продольная центровка – расстояние от центра масс вертолета до поперечной плоскости, проходящей через ось вала несущего винта (или расстояние от центра масс до оси вала НВ в случае, если $z_T = 0$). Продольная центровка считается передней, положительной ($x_T > 0$), если центр масс расположен впереди оси вала НВ, и задней, отрицательной ($x_T < 0$), если позади;

y_T – вертикальная центровка – расстояние от центра масс вертолета до плоскости вращения втулки несущего винта. Центр масс вертолета всегда расположен ниже центра втулки НВ и вертикальная центровка считается отрицательной ($y_T < 0$);

z_T – боковая центровка – расстояние от центра масс до плоскости симметрии вертолета. Если центр масс находится справа от плоскости симметрии (вид сзади), то $z_T > 0$.

В практике летчик обычно контролирует лишь продольную центровку, которая в значительной степени влияет на возможности безопасного пилотирования вертолета, ее значения определяют допустимые запасы хода ручки управления. Поэтому в инструкции экипажу любого вертолета даются предельные величины продольной центровки. Так предельно – допустимые значения продольной центровки на примере вертолета Ми-2 определены:

- предельно – передняя + 185 мм;
- предельно – задняя в полете -10мм;
- предельно – задняя на висении и при перемещениях у земли при работе с бортовой стрелой допускается -55мм.

Превышение данных значений центровки категорически запрещено.

Продольная центровка вертолета изменяется в полете по мере расхода топлива, при сбрасывании груза и т. д. Эти изменения не должны выходить за эксплуатационные ограничения центровок. В инструкции экипажу вертолетов приведены графики изменения центровки вертолета в зависимости от варианта загрузки и запаса топлива.

1.2.1 Методика расчета продольной центровки при изменении загрузки

Если при загрузке вертолета груз добавляется спереди от исходного центра масс вертолета, центровка становится более передней, если груз добавляется сзади центра масс – более задней. Эти изменения центровки нетрудно рассчитать.

Например, при добавлении груза ΔG на расстояние x_1 от оси вала НВ (рис. 1.8) центровка смещается на величину Δx , которую можно найти, записав сумму моментов, относительно положения равнодействующей сил G и ΔG и приравняв ее к нулю.

$$G\Delta x = \Delta G(x_1 - X_{T0} - \Delta X), \text{откуда}$$

$$\Delta X = \frac{x_1 - X_{T0}}{1 + \frac{G}{\Delta G}}$$

Новое значение центровки вертолета будет равно

$$X_T = X_{T0} + \Delta X$$

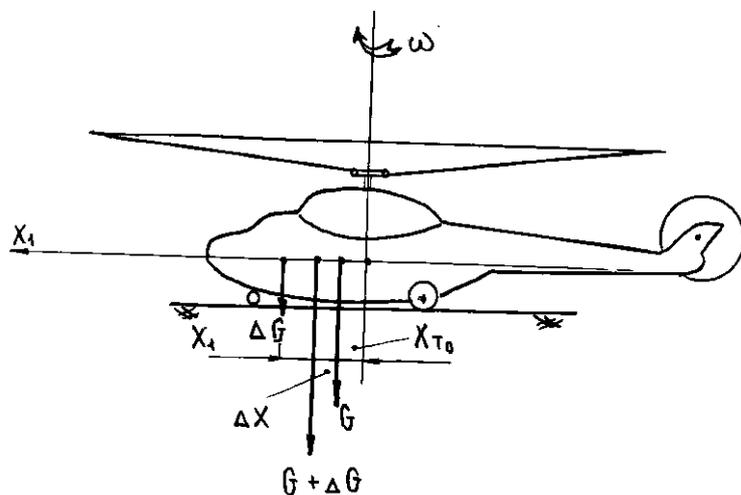


Рис. 1.8. Расчет центровки вертолета

Для сохранения центровки вертолета в допустимых пределах, по правому борту грузовой кабины вертолета наносится специальная разметка, линия оси вала НВ и метки, ограничивающие допустимые положения центра масс грузов

различной массы. Чем тяжелее груз, тем ближе к оси вала НВ он должен размещаться. Груз надо располагать так, чтобы его центр масс находился между синей и красной стрелками с цифрами, соответствующими массе груза. Например центр масс груза в 4000 кг должен располагаться между синей и красной стрелкой с обозначением «4000 кг». Загружать несколько

грузов надо так, чтобы общий центр масс располагался между синей и красной стрелками, соответствующими массе данных грузов (рис. 1.9).

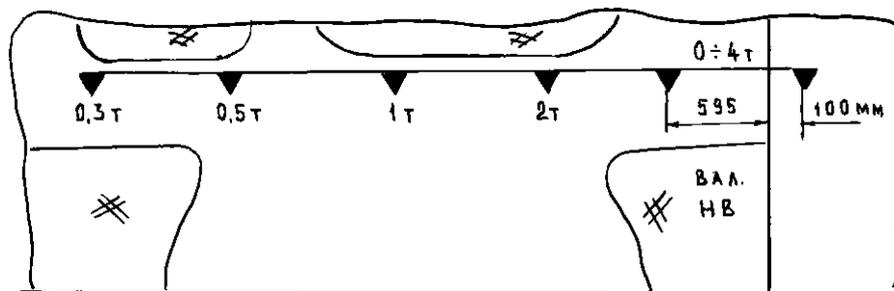


Рис. 1.9. Порядок размещения груза в вертолете Ми-8

P.S. Все предыдущие рассуждения справедливы и для других типов вертолетов. Допустимые значения продольных центровок вертолета Ми-8Т $+370 \div -30$ мм, Ми-8П $+300 \div -80$ мм, Ми-24 $+270 \div -130$ мм при полетной массе до 10500 кгс и $+200 \div -100$ мм при полетной массе 11500 кгс. В промежуточных значениях x_T определяется по линейной интерполяции.

1.3 Силы и моменты, действующие на вертолет в полете

Допущения: $\beta = 0$, $\gamma = 0$, ε (заклинение вала НВ вперед) = 0. Это, на первых порах, упрощает процесс построения схем сил и моментов, действующих на вертолет в полете, на виде сбоку и сзади, облегчает понимание данного вопроса в целом.

На вертолет классической одновинтовой схемы без крыла и киля в полете действуют пять сил (рис. 1.10). Это:

- $T_{НВ}$ – тяга несущего винта (НВ) вертолета, приложена к втулке и направлена по оси конуса. Ось конуса практически не совпадает с осью вала НВ, так как летчик с помощью ручки управления (РУ) имеет возможность отклонять ее в нужном, для обеспечения балансировки, направлении. Скажем вперед и вправо, вперед и влево и т.д. Угол отклонения оси конуса от вала НВ на виде сбоку называется δ_z , на виде сзади - δ_x . Далее мы будем ими пользоваться для получения проекции тяги НВ на ось вала;

- $T_{РВ}$ – тяга рулевого винта приложена к центру втулки и направлена по оси вала рулевого винта. Продольной и боковой составляющей $T_{РВ}$ пренебрегаем;

- $X_{вр}$ – сила вредного сопротивления фюзеляжа и несущих частей вертолета (шасси, внешних подвесок, дополнительных топливных баков и т.д.). Приложена в центре давления фюзеляжа, который обычно расположен несколько впереди и выше центра масс вертолета. В дальнейшем, в большинстве случаев, будем считать, что вектор силы $X_{вр}$ приложен в центре масс вертолета и направлен по отрицательному направлению оси OX (в сторону, противоположную вектору скорости);

- $Y_{ст}$ – подъемная сила стабилизатора. Приложена в аэродинамическом фокусе стабилизатора (центре давления) и направлена перпендикулярно вектору скорости. В моторном полете направлена вниз, на режиме самовращения несущего винта – вверх;

- G – сила тяжести. Приложена в центре масс вертолета и независимо от его пространственного положения всегда направлена вертикально вниз.

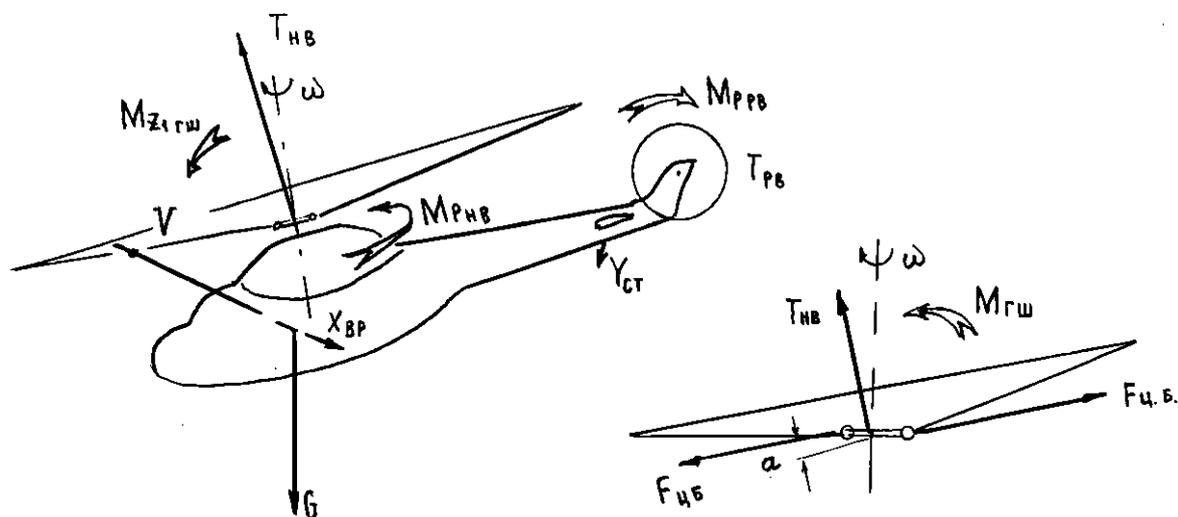


Рис. 1.10. Силы и моменты, действующие на вертолет в полете

Аэродинамические силы, линия действия которых не проходит через центр масс вертолета создают моменты, вращающие его относительно центра масс. К таким силам относятся:

- тяга несущего и рулевого винтов;
- подъемная сила стабилизатора.

Кроме моментов указанных сил на фюзеляж вертолета действуют реактивные моменты несущего и рулевого винтов, направленные в сторону, противоположную вращению НВ и РВ (рис. 1.10). Из – за наличия разнеса горизонтальных шарниров на втулке НВ действует момент от центробежных сил лопастей при отклонении оси конуса несущего винта от оси вала ($M_{ГШ}$). Он стремится совместить ось вала с осью конуса НВ (рис. 1.10).

Силы и моменты, действующие на вертолет в полете определяют его пространственное положение, которое характеризуется скоростью и высотой полета, углом наклона траектории, курсом, наличием углов скольжения и крена.

В зависимости от того, постоянны ли эти параметры во время полета или изменяются, различают установившиеся и неустановившиеся режимы полета.

Установившийся режим полета – это полет с постоянной по величине и направлению скоростью.

Неустановившийся режим полета – это полет с переменной по величине или направлению скоростью.

Переход с одного установившегося режима полета на другой всегда происходит через неустановившийся режим.

Для анализа того или иного режима полета вертолета используют схему сил и моментов, действующих на вертолет на интересующем режиме и уравнения движения.

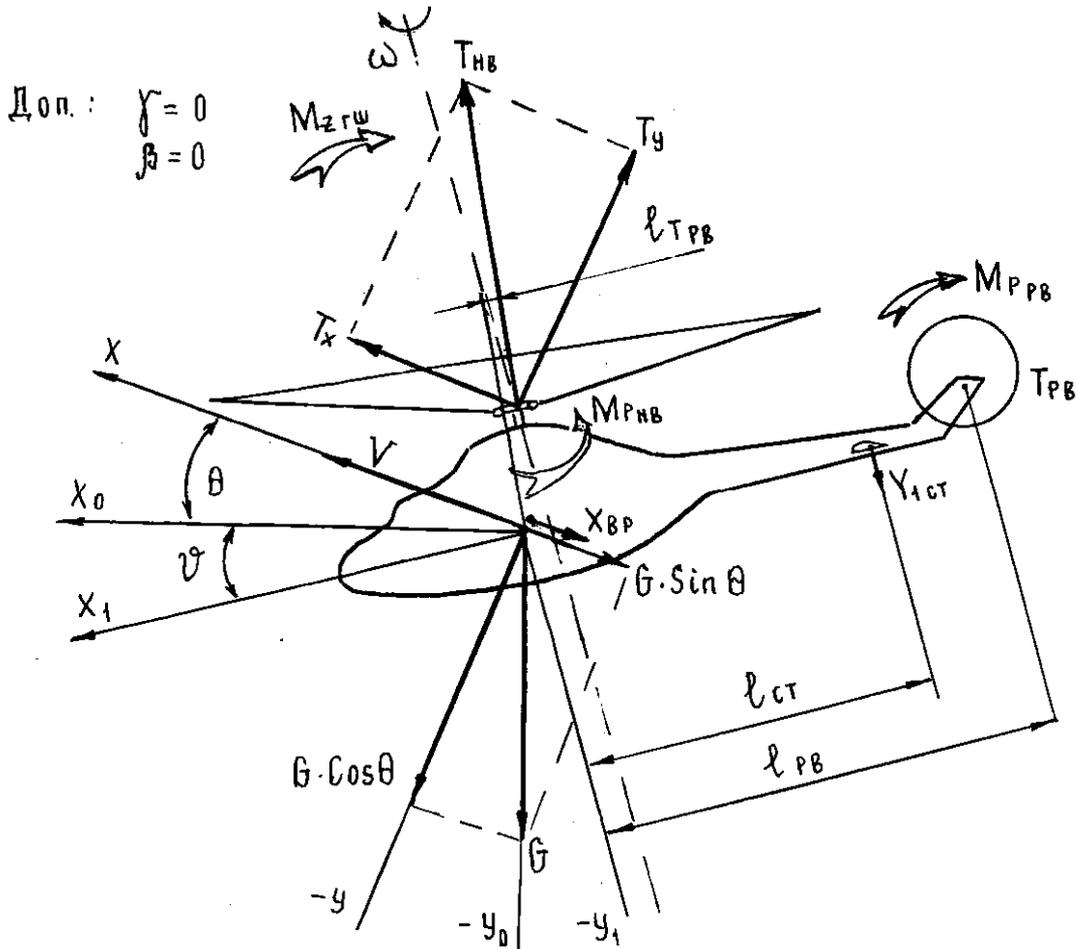


Рис. 1.11. Схема сил и моментов, действующих на вертолет на виде сбоку (по оси OZ_1)

1.3.1 Методика построения схемы сил и моментов, действующих на вертолет

Построение схем сил и моментов, действующих на вертолет на различных режимах полета выполним при следующих допущениях:

- ввиду малости углов крена и скольжения их величинами можно пренебречь и считать $\gamma = 0, \beta = 0$;
- пренебрежем и углом заклинивания вала НВ ($\varepsilon = 0$);
- сила тяги НВ в общем случае имеет пространственное положение, но ввиду малости углов δ_x и δ_z (характеризующих пространственное положение тяги НВ) можно считать, что $T_{НВ}$ на виде сбоку и сзади изображается в плоскости чертежа.

Для анализа режима полета необходимо рассмотреть две проекции вертолета – вид сбоку (по оси OZ_1) и вид сзади (по оси OX_1).

В качестве примера рассмотрим методику построения схемы сил и моментов при установившемся наборе высоты по наклонной траектории.

а) *На виде сбоку* (рис. 1.11). Покажем порядок построения.

1. Обозначим центр масс вертолета (точка "0") и покажем направление вектора скорости с учетом выбранного режима полета (рис. 1.12).

2. Проведем оси OX_0 и $-OY_0$ земной подвижной системы координат, оси связанной системы координат OX_1 и $-OY_1$. Покажем угол тангажа. При изображении оси OX_1 , учтем значение угла тангажа на выбранном режиме.

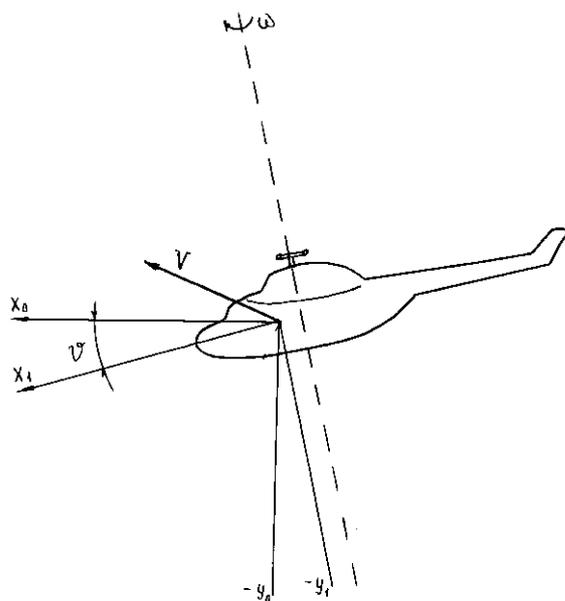


Рис. 1.13. Добавлены оси, $OX_0 - OY_0, OX_1 - OY_1$, ось вала НВ, контур вертолета

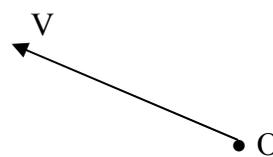


Рис. 1.12. Показан центр массы вертолета и вектор скорости V

При наборе H по наклонной траектории $v < 0$, следовательно, ось OX_1 должна проходить ниже оси OX_0 . Покажем ось вала НВ. Изобразим силуэт вертолета (рис. 1.13).

3. Проведем оси OX и $-OY$ скоростной системы координат. Покажем угол наклона траектории " θ " (рис. 1.14).

4. Покажем силы $G, X_{вр}, T_{рв}, Y_{1ст}, T_{НВ}$. Вес вертолета G направлен вертикально вниз и приложен в центре масс вертолета. $X_{вр}$ направлена всегда в сторону, противоположную направлению вектора скорости, и также приложена в центре масс вертолета.

Тяга РВ Т_{рв} в моторном полете направлена влево и на виде сбоку, проецируется в точку. У_{1ст} в моторном полете направлена вниз (параллельно оси ОУ₁). Вектор тяги несущего винта Т_{нв} находим как результирующую сил G и X_{вр}, прикладываем его к втулке НВ и направляем в сторону, противоположную ($\vec{G} + \vec{X}_{вр}$). Такой метод построения Т_{нв} показывает, что сумма сил, действующих на вертолет на виде сбоку равна нулю (У_{ст} пренебрегаем ввиду малости, а Т_{рв} на виде сбоку проецируется в точку, что соответствует установившемуся полету). Показать конус вращения НВ так, чтобы его основание было

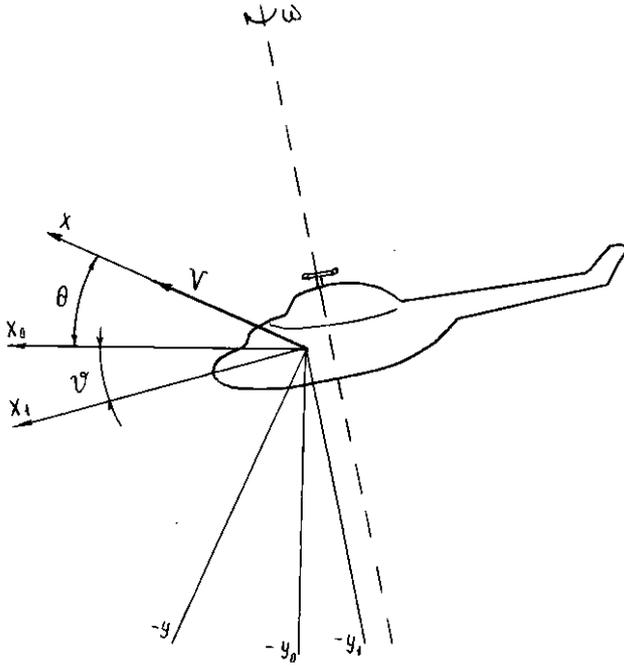


Рис. 1.14. Добавлены оси ОХ, ОУ, угол θ

перпендикулярно силе Т_{нв} (рис. 1.15).
 5. Находим проекции сил G и Т_{нв} на скоростные оси и покажем моменты

Моменты M_{р нв}, M_{z1 гш}, M_{р рв}. (рис. 1.16).

6. Показать плечи от линий действия сил Т_{нв}, У_{1ст} и Т_{рв} (как результат рис.1.17, аналогичный рис. 1.11).

б) На виде сзади (рис. 1.18)

1. Покажем центр масс вертолета и вектор V. Центр масс показать можем. Вектор V уходит в доску.

2. Проведем оси OZ₀, - OY₀. Далее OZ₁ и - OY₁. Так как γ = 0, то ось OZ₁ совпадает с осью OZ₀, - OY₁ с осью OY₀. При z_т = 0 ось вала НВ совпадает с осью OY₁. Изображаем вертолет (вид сзади).

3. При β = 0 ось OZ совпадает с осями OZ₀ и OZ₁, а

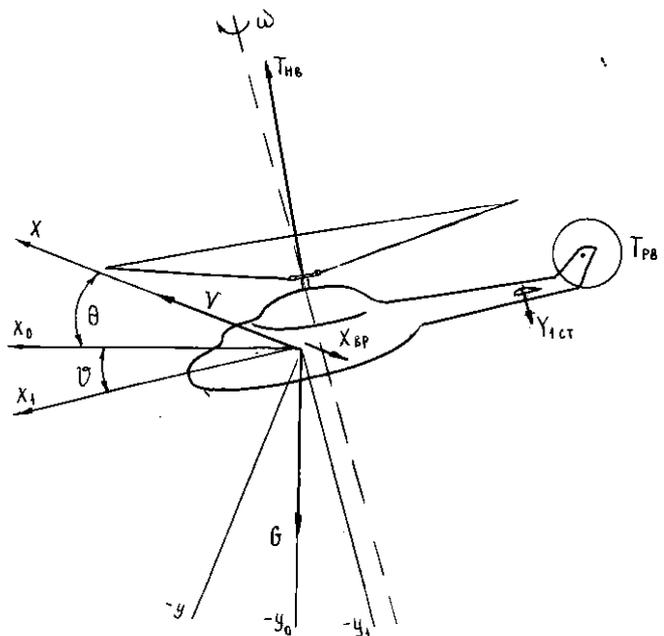


Рис. 1.15. Добавлено: G, X_{вр}, Y_{ст}, Т_{рв} и $\vec{T}_{нв} = -(\vec{G} + \vec{X}_{вр})$

ось OY будет отклонена при наборе высоты на нас, а при снижении от нас. Поэтому в плоскости доски ее изобразить не можем.

4. Покажем силы G , $X_{вр}$, $T_{рв}$, $Y_{1 ст}$, $T_{нв}$. На виде сзади мы видим лишь

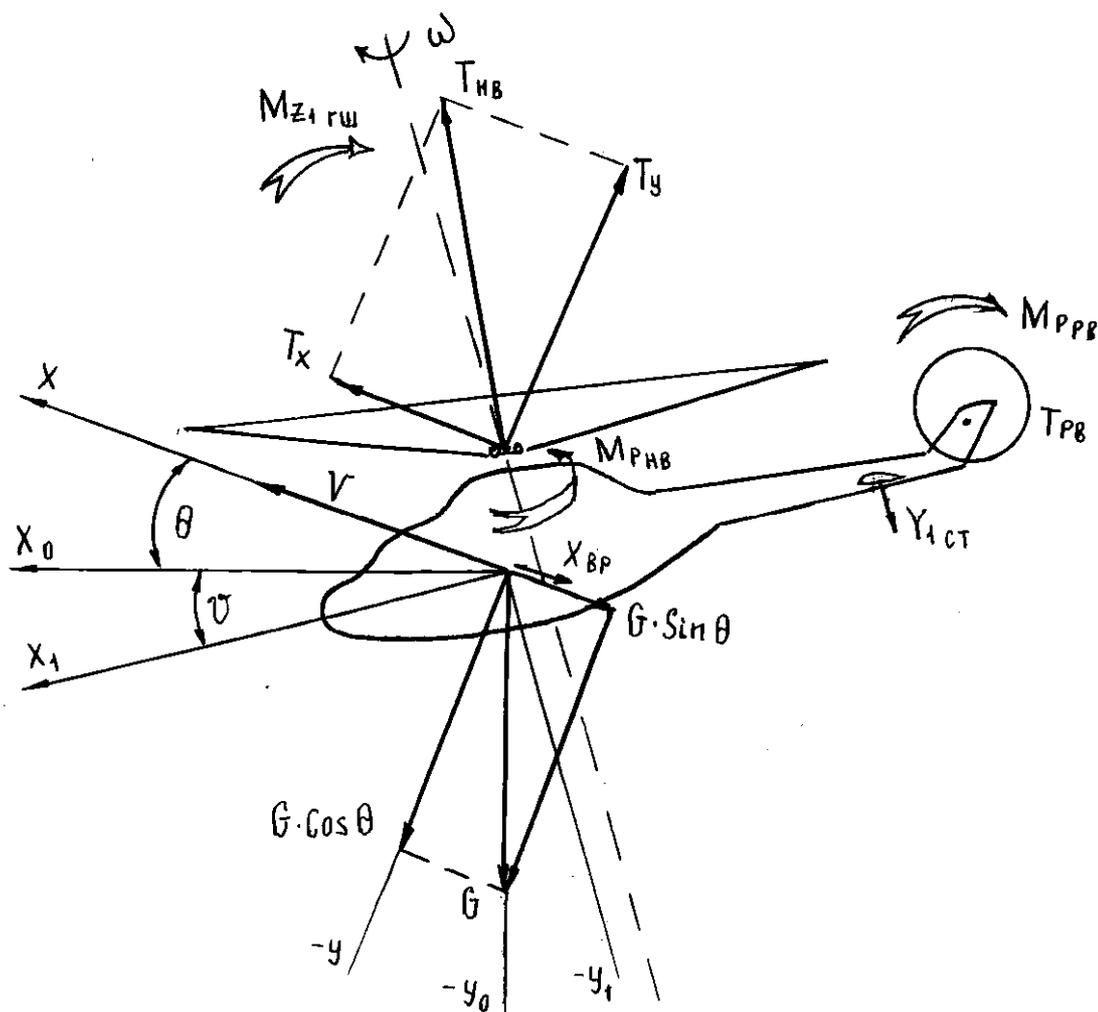


Рис. 1.16. Добавлено: T_x , T_y , $G \cdot \cos \theta$, $M_{рнв}$, $M_{ррв}$, $M_{z, гш}$

часть G , а именно $G \cos \nu$. Проекциями $X_{вр}$ и $Y_{1 ст}$ на ось вала НВ мы пренебрегаем. $T_{рв}$ видим в полной мере. $T_{нв}$ находим как векторную сумму $G \cos \nu$ и $\vec{T}_{рв}$. Проведем ее из втулки НВ, но ... в обратную сторону.

5. Находим проекции $T_{нв}$ на виде сзади:

$$- T_{Z1} = T_{нв} \cdot \cos \delta_z \cdot \sin \delta_x = T_Z;$$

- $T_{Y1} = T_{нв} \cdot \cos \delta_z \cdot \cos \delta_x$ – это проекция тяги НВ на ось вала. Покажем

$M_{x_{1гш}}$.

6. Покажем плечи, Y_T и $h_{рв}$.

P.S. При полете без крена на вертолете обязательно возникает скольжение влево. Как результат – появление боковой силы Z_ϕ .

Аналогично строятся схемы сил для других режимов полета.

Для анализа движения вертолета необходимо уметь записывать

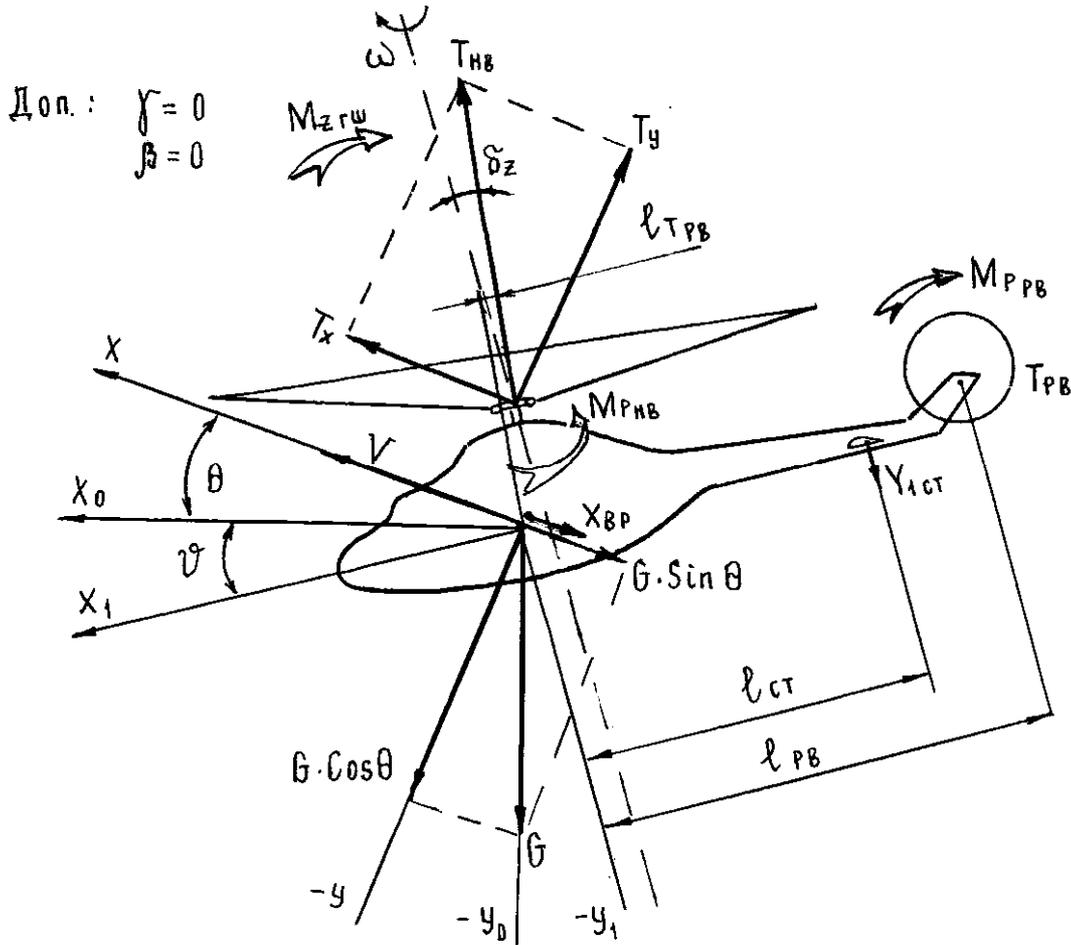


Рис. 1.17 Схема сил и моментов, действующих на вертолет на виде сбоку (по оси OZ_1)

уравнения движения. Найдя проекции всех сил, действующих на вертолет в полете на скоростные оси координат, можно оценить характер движения вертолета вдоль каждой оси. Согласно второму закону механики тело находится в состоянии покоя или прямолинейного равномерного движения, если все силы, действующие вдоль данной оси, уравновешивают друг друга. Так, к примеру вдоль оси OX действуют силы T_x , $-X_{вр}$, $-G \cdot \sin \theta$. Если они уравновешивают друг друга, то ускорение вертолета относительно оси OX – отсутствует, движение будет установившимся.

В общем виде уравнение движения центра масс вертолета запишется в виде:

$$ma = F \quad (1.1)$$

где:

m – масса вертолета;

$a = \frac{dV}{dt}$ - ускорение центра масс;

Доп : $\gamma = 0$,
 $\beta \neq 0$

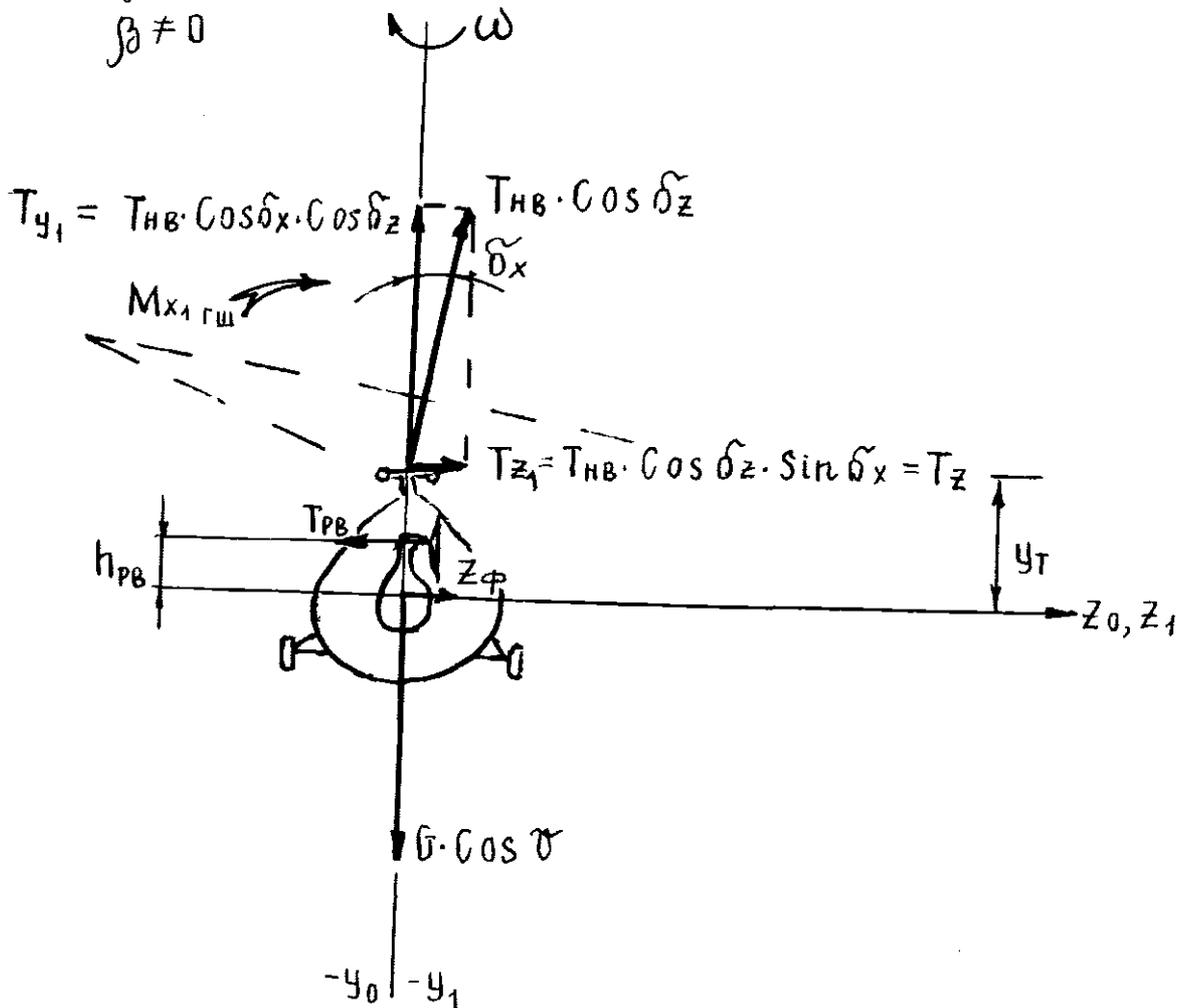


Рис. 1.18. Схема сил и моментов, действующих на вертолет (вид по оси Ox_1)

F – сумма всех сил, действующих на вертолет, включая и вес.

Для установившегося движения сумма всех сил, действующих на вертолет в полете равна нулю.

$$F = ma = 0 \quad (1.2)$$

Для анализа движения вертолета рассмотрим уравнение (1.1) в проекциях на оси скоростной системы координат (используем схему сил на рис. 1.11).

Установившееся движение	Неустановившееся движение
$\sum F_x = T_x - X_{вп} - G \cdot \sin \theta = 0, V = \text{const}$	$\sum F_x = m \frac{dV}{dt}, V \neq \text{const}$

(1.3)

$$\sum F_y = T_y - G \cdot \cos\theta = 0, \theta = \text{const}, \quad \sum F_y = mV \frac{d\theta}{dt}, \theta \neq \text{const} \quad (1.4)$$

$$\sum F_z = T_z - T_{\text{рв}} + Z_{\phi} = 0, \beta = 0, V_z = 0 \quad \sum F_z = mV \cos\theta \frac{d\psi}{dt}, \beta \neq 0 \quad (1.5)$$

(1.3) – определяет темп и характер изменения скорости полета по величине.

(1.4) – определяет темп изменения угла наклона траектории " θ ", т.е. изменение скорости полета по направлению в вертикальной плоскости. При $\sum F_y > 0$ угол наклона траектории увеличивается.

(1.5) – определяет темп изменения угла рысканья " ψ ", т.е. изменение скорости полета по направлению в горизонтальной плоскости.

Вращение вертолета вокруг центра масс описывается уравнением:

$$M_{\Sigma} = J_{\omega} \cdot \omega \quad (1.6)$$

где:

$M_{\Sigma} = \sum M_i$ – суммарный момент относительно центра масс от всех аэродинамических сил, действующих на вертолет, и "чистых" моментов;

J_{ω} – момент инерции вертолета относительно оси вращения;

$\dot{\omega} = \frac{d\omega}{dt}$ – угловое ускорение вертолета при его вращении относительно центра масс.

Используя уравнение (1.6) и схему сил и моментов на рис. 1.11 и 1.18 запишем уравнения моментов относительно осей связанной системы координат.

$$\begin{aligned} & \text{Установившееся движение} \\ & \sum M_{x1} = T_z \cdot Y_T + M_{x1\text{гш}} - T_{\text{рв}} \cdot h_{\text{рв}} = 0, \\ & \gamma = \text{const} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \text{Неустановившееся движение} \\ & \sum M_{x1} = J_{x1} \frac{d^2\gamma}{dt^2}, \\ & \gamma \neq \text{const} \end{aligned} \quad (1.7)$$

$$\begin{aligned} & \sum M_{y1} = M_{\text{рнв}} - T_{\text{рв}} \cdot l_{\text{рв}} = 0, \\ & \psi = \text{const} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \sum M_{y1} = J_{y1} \frac{d^2\Psi}{dt^2}, \\ & \psi \neq \text{const} \end{aligned} \quad (1.8)$$

$$\begin{aligned} & \sum M_{z1} = T_{\text{нс}} \cdot l_T \pm M_{z1\text{зу}} + Y_{\text{лсГ}} \cdot l_{\text{лсГ}} + M_{\text{рпв}} = 0, \\ & \nu = \text{const} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \sum M_{z1} = J_{z1} \frac{d^2\vartheta}{dt^2}, \\ & \nu \neq \text{const} \end{aligned} \quad (1.9)$$

Если правая часть уравнений моментов равна "0", то это говорит о постоянстве углового положения вертолета в пространстве или постоянстве угловых скоростей относительно связанных осей, если $\neq 0$, то уравнение:

(1.7) – характеризует темп изменения угла крена;

(1.8) – характеризует темп изменения угла рысканья (магнитного курса);

(1.9) – характеризует темп изменения угла тангажа.

Таким образом, уравнения 1.3 – 1.5 и 1.7 – 1.9 описывают все шесть степеней свободы, присущие массивному телу в пространстве.

1.4 Понятие "перегрузка". Уравнения движения в перегрузках

Маневренность на языке летного состава характеризуется одним словом "перегрузка" Обозначается буквой "n".

Перегрузка "n" показывает во сколько раз аэродинамические силы, реализуемые на летательном аппарате в полете, больше или меньше веса вертолета.

$$n = \frac{R}{G} \quad (1.10)$$

где:

R – суммарная аэродинамическая сила;

G – вес вертолета.

Так как на вертолете основная аэродинамическая сила реализуется на несущем винте, то "n" приближенно записывается так

$$n \cong \frac{T_{нв}}{G}$$

В проекциях на скоростные оси различают:

$$n_y = \frac{T_y}{G} \text{ - нормальную скоростную перегрузку;}$$

$$n_x = \frac{T_x - X_{ep}}{G} \text{ - тангенциальную перегрузку.}$$

Так как

$$T_{нв} = f(\varphi, V, \alpha_{нв}, n_{нв}) \quad (1.11)$$

где:

- φ -общий шаг НВ;

- V – скорость;

- $\alpha_{нв}$ – угол атаки НВ;

- $n_{нв}$ – обороты НВ,

то

$$n = f(\varphi, V, \alpha_{нв}, n_{нв}, G) \quad (1.12)$$

За счет общего шага и скорости можно реализовать длительную перегрузку, которая ограничена лишь возможностями силовой установки. В зависимости от типа вертолета она находится в пределах $1,2 \div 1,4$. За счет угла атаки НВ и оборотов можно реализовать значительно большие перегрузки (до $2^x \div 3^x$ ед.), но это будут кратковременные значения, так как тяга НВ увеличивается за счет потери скорости, то есть кинетической энергии вертолета.

Остановимся на этом поподробнее. Физика увеличения $T_{НВ}$ как за счет ОШ, так и за счет α_n одна и та же. В первом случае увеличивая $\varphi_{ОШ}$, мы увеличиваем углы атаки всех без исключения элементов лопастей без изменения пространственного положения вертолета. В другом случае мы меняем пространственное положение вертолета (то есть РУ создаем положительный угол атаки НВ) и тем самым также увеличиваем углы атаки у всех, без исключения, элементов.

Но во втором случае возможности увеличения тяги НВ, а значит, и перегрузок значительно выше, так как теперь $M_{кр}$ создается не только силовой установкой, но еще и моментом самовращения, который в большей или меньшей мере реализуется при положительных углах атаки несущего винта.

Есть ли определенная допустимая эксплуатационная перегрузка, " $n^3_{доп}$ ", которую летчик может реализовать с учетом всех вышеперечисленных факторов? Да. Вертолет – это равнопрочная конструкция, рассчитанная на определенную разрушающую перегрузку " $n^3_{разр}$ ".

$$n^3_{доп} = \frac{n^3_{разр}}{f} \quad (1.13)$$

где

f – коэффициент запаса прочности. Обычно это 1,5.

В зависимости от типа и предназначения вертолета допустимая эксплуатационная перегрузка находится в пределах $1,6 \div 3,0$. Так как в процессе эксплуатации возможно превышение $n^3_{доп}$ а, следовательно, появление остаточных деформаций, предусмотрен средствами объективного контроля обязательный контроль за перегрузкой.

Для получения уравнений движения в перегрузках в самом общем случае рассмотрим схему сил на левой восходящей спирали (рис. 1.19), причем, чтобы отследить изменение скорости по величине и направлению в вертикальной и горизонтальной плоскостях, нам необходима траекторная система координат.

Уравнения движения ц. м. в траекторной системе координат имеют вид:

$$\Sigma F_{xk} = T_x - X_{op} - G \sin \Theta = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt};$$

$$\Sigma F_{yk} = T_y \cos \gamma - G \cos \Theta = \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt};$$

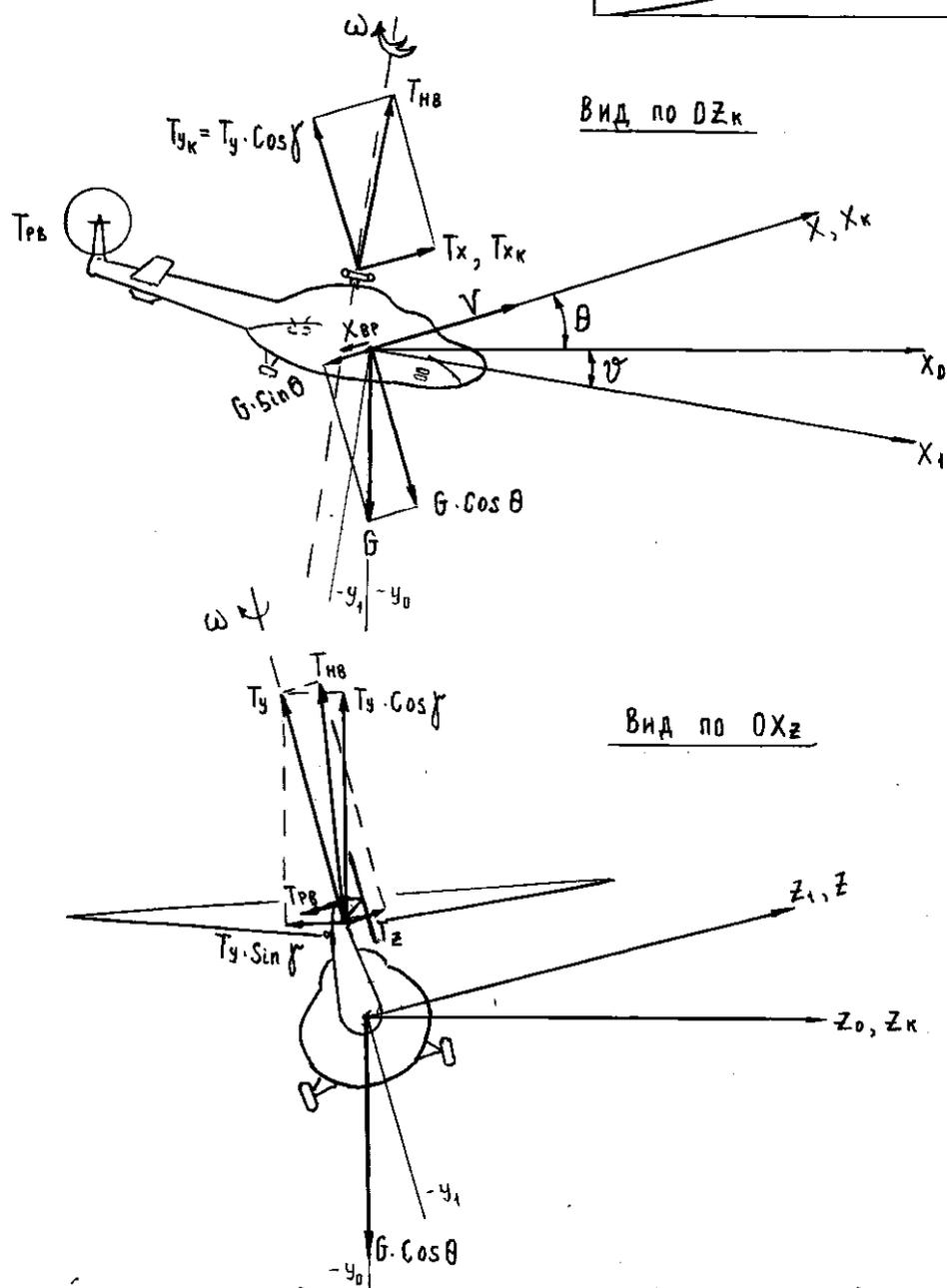
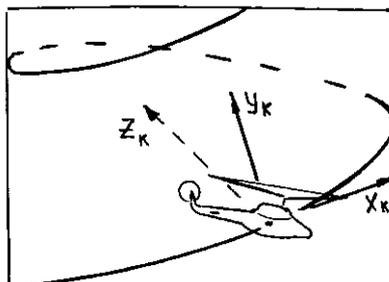


Рис. 1.19. Схема сил для левой восходящей спирали

$$\sum F_{zk} = T_y \sin \gamma = \frac{G}{g} V \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt}$$

Поделив и правую и левую часть уравнений на G, имеем:

$$n_x - \sin \Theta = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt};$$

$$n_y = \sin \Theta = \frac{V}{g} \frac{d\Theta}{dt}; \quad (1.14)$$

$$n_y \sin \gamma = \frac{V \cos \Theta}{g} \frac{d\Psi}{dt}.$$

Первое уравнение системы 1.14 характеризует изменение скорости по величине, второе по направлению в вертикальной плоскости, третье по направлению в горизонтальной плоскости.

ГЛАВА 2

РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

2.1. Балансировка вертолета

Равновесием вертолета называется такое его состояние, при котором суммарная сила и суммарный момент, действующие на него в полете равны нулю.

Действия летчика, направленные на приведение вертолета в равновесное состояние органами управления (общим шагом, ручкой управления, педалями), называют балансировкой. Различают продольное и боковое равновесие, следовательно, продольную и боковую балансировку.

Условия продольной балансировки:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0, & V &= \text{const}; \\ \sum F_y &= 0, & \theta &= \text{const}; \\ \sum M_{z1} &= 0, & \nu &= \text{const}. \end{aligned} \quad (2.1)$$

В этом случае летчик контролирует скорость, высоту полета, тангаж.

Условия боковой балансировки:

$$\begin{aligned} \sum F_z &= 0, & \beta &= \text{const}; \\ \sum M_{x1} &= 0, & \gamma &= \text{const}; \\ \sum M_{y1} &= 0, & \psi &= \text{const}. \end{aligned} \quad (2.2)$$

В этом случае контролируются углы крена, рыскания и скольжения.

2.2. Продольная балансировка вертолета

Рассмотрим продольную балансировку на примере горизонтального полета вертолета. Согласно приведенной ранее методике построим схему сил (вид сбоку) и детально проанализируем, от каких факторов зависит положение тяги НВ, величина тяги НВ, угол тангажа вертолета (рис. 2.1).

Угол между вектором тяги и осью вала НВ при достижении равновесия вертолета называют балансирующим углом " δ_z ", а соответствующие данному равновесному состоянию отклонения рычагов управления – балансирующими.

Необходимо выяснить, какой по величине (ОШ) и какой по направлению (РУ) следует иметь тягу НВ, чтобы обеспечить равновесное состояние вертолета в продольном канале. Связь между отклонением

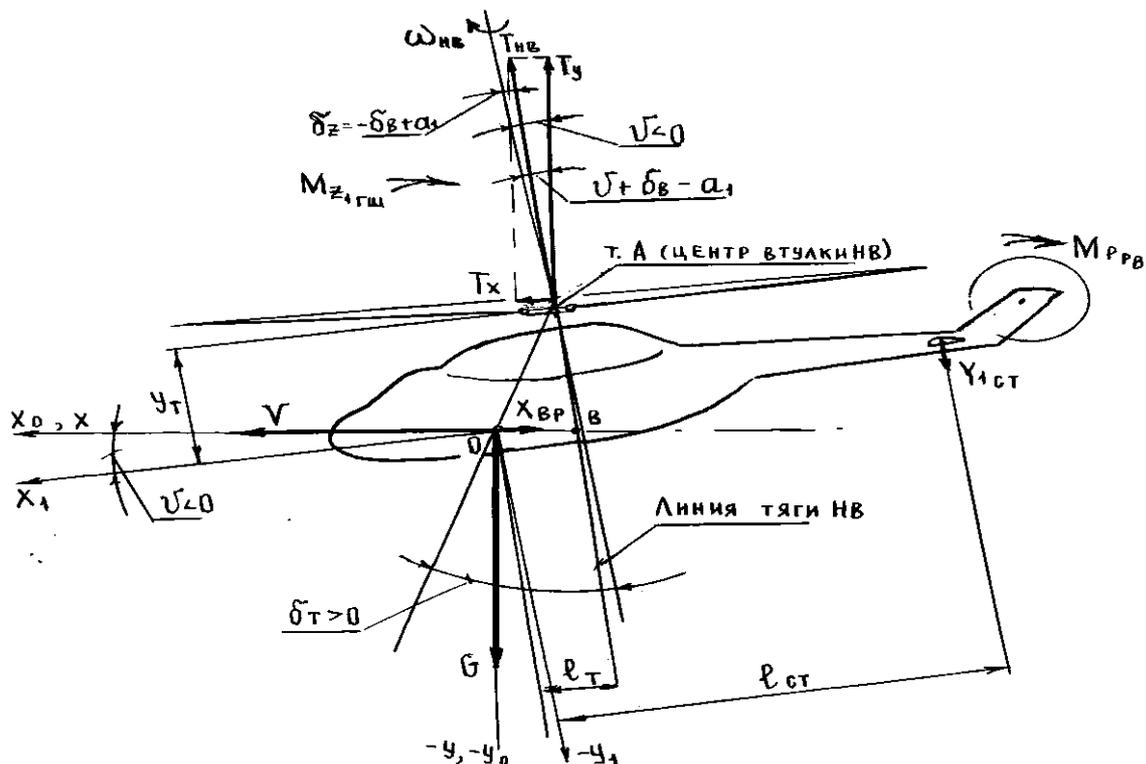


Рис. 2.1. К определению балансирующего угла и угла тангажа

тарелки автомата перекоса и отклонением вектора тяги приближенно выражается зависимостью

$$\delta_\epsilon = D_1 \cdot \alpha \tag{2.3}$$

где:

- δ_b - искусственный завал конуса НВ;
- α - отклонение тарелки АП вперед – назад;

D_1 - передаточное число, которое для различных вертолетов свое. Так, для вертолета Ми-2 это 1,55, для вертолета Ми-8 это 1,78. Здесь нет жесткой кинематической связи, и D_1 зависит от множества факторов.

Рассмотрим схему сил и моментов, действующих на вертолет в горизонтальном полете (рис. 2.1). Заклинением вала НВ вперед пренебрегаем ($\epsilon = 0$). Введем понятие центровочного угла δ_T . Это угол заключенный между осью вала НВ и линией, соединяющей центр втулки НВ с центром масс вертолета. Он определяет величину и направление момента от $T_{НВ}$ на плече l_T . При $\delta_T > 0$ момент от $T_{НВ}$ отрицателен.

Для определения потребного балансировочного положения тяги НВ в продольном отношении (балансировочного угла δ_B) достаточно рассмотреть уравнение $\sum M_{Z1} = 0$.

$$\sum M_{Z1} = -T_{HB} l_T + M_{Z1гш} + M_{ppb} + Y_{1CT} l_{CT} = 0 \quad (2.4)$$

Из ΔAOB (рис. 2.1) определяем плечо l_T до линии действия T_{HB}

$$l_T = OA \cdot \sin(\delta_T + \delta_B - \alpha_1), \quad (2.5)$$

где:

- α_1 – угол естественного завала оси конуса НВ назад;
- δ_T – центровочный угол;
- δ_B – искусственный завал конуса НВ.

Полагая, что угол $(\delta_T + \delta_B - \alpha_1)$ мал, а $OA \approx Y_T$, имеем

$$l_T = Y_T (\delta_T + \delta_B - \alpha_1) \quad (2.6)$$

Подставляя (2.6) в (2.4), имеем

$$T_{HB} \cdot Y_T (\delta_T + \delta_B - \alpha_1) - M_{Z1гш} - M_{ppb} - Y_{1CT} \cdot l_{CT} = 0. \quad (2.7)$$

Из этого выражения получаем

$$\delta_B = \alpha_1 - \delta_T + \frac{1}{T_{HB} Y_T} (M_{Z1гш} + M_{ppb} + Y_{1CT} \cdot l_{CT}) \quad (2.8)$$

Воспользовавшись уравнением (2.3), имеем потребное отклонение тарелки автомата перекоса в продольном канале

$$\alpha = \frac{1}{D_1} \left[\alpha_1 - \delta_T + \frac{1}{T_{HB} Y_T} (M_{Z1гш} + M_{ppb} + Y_{1CT} \cdot l_{CT}) \right] \quad (2.9)$$

Ну а между РУ и тарелкой АП уже имеется чисто кинематическая связь, показывающая на сколько миллиметров надо отклонить РУ, чтобы получить, скажем, один градус отклонения АП. Итак, мы разобрались с направлением тяги НВ, но за кадром осталась величина тяги НВ и угол тангажа вертолета "9".

Чтобы определиться с величиной тяги, нам достаточно расписать второе уравнение системы (2.1).

$$\sum F_y = T_y - G = 0, \quad \text{а}$$

$$T_y = T_{HB} \cos(\vartheta + \delta_B - \alpha_1), \quad \text{отсюда}$$

$$T_{\text{нв}} \cos(\vartheta + \delta_{\text{в}} - \alpha_1) - G = 0, \text{ и далее}$$

$$T_{\text{нв}} = \frac{G}{\cos(\vartheta + \delta_{\text{в}} - \alpha_1)} \quad (2.10)$$

Чтобы определиться с " ϑ ", надо расписать первое уравнение системы (2.1).

$$\sum F_x = T_x - X_{\text{вп}} = 0, \text{ а}$$

$$T_x = T_{\text{нв}} \cdot \sin(\vartheta + \delta_{\text{в}} - \alpha_1) \cong T_{\text{нв}}(\vartheta + \delta_{\text{в}} - \alpha_1), \text{ тогда}$$

$T_{\text{нв}}(\vartheta + \delta_{\text{в}} - \alpha_1) - X_{\text{вп}} = 0$, и далее, выделяя ϑ и заменяя $\delta_{\text{в}}$ (смотри 2.8), имеем

$$\vartheta = \frac{X_{\text{вп}}}{T_{\text{нв}}} - \delta_{\text{в}} + \alpha_1 = \frac{X_{\text{вп}}}{T_{\text{нв}}} - \alpha_1 + \delta_T - \frac{\sum M}{T_{\text{нв}} Y_T} + \alpha_1 = \frac{X_{\text{вп}}}{T_{\text{нв}}} + \delta_T - \frac{\sum M}{T_{\text{нв}} Y_T} \quad (2.11)$$

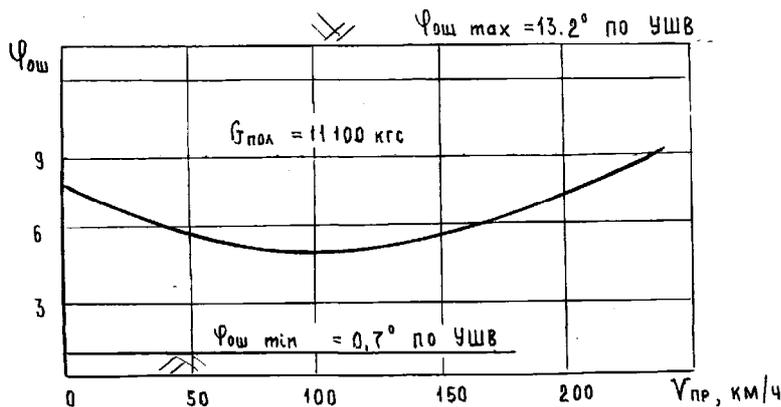


Рис. 2.2. Зависимость потребных углов общего шага НВ вертолета Ми-8 от скорости полета

элементы, зависящие от скорости полета, следовательно, и ОШ, и положение РУ будут зависеть от скорости полета. Отсюда следующий вопрос. Какие значения общего шага и отклонения РУ будут соответствовать той или иной скорости полета? Ответ:

Потребные отклонения ОШ показаны на рис. 2.2 для вертолета Ми-8.

Если бы на вертолет действовали только силы G и $T_{\text{нв}}$, то балансировочное отклонение ручки управления тяги НВ " $\delta_{\text{в}}$ " равнялась бы центровочному углу " δ_T " (см. 2.8).

Так как и $\delta_{\text{в}}$ (α), $T_{\text{нв}}$, ϑ (2.8, 2.10, 2.11) имеют в правых частях

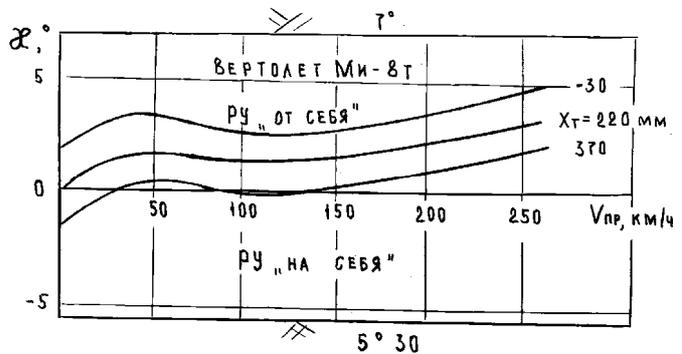


Рис. 2.3. Зависимость потребных углов отклонения автомата перекося в продольном направлении вертолета Ми-8 от скорости полета

Видим, что на режиме висения $\varphi_{\text{ош}} = 7,5^\circ$, далее он уменьшается до $4,8^\circ$ на скорости 100 км/ч, а затем опять увеличивается до $\varphi = 8,3^\circ$ на скорости 235 км/ч.

На рис. 2.3 показана зависимость угла продольного отклонения автомата перекоса "æ" от скорости полета. Как следует из графика, на

участке малых скоростей полета $V = 0 \div 40$ км/ч имеется

большой отрицательный градиент изменения α по V , на скоростях от 45 до 100 км/ч

положительный наклон уменьшается с ростом скорости и

далее становится снова отрицательным

вплоть до $V_{\text{макс}}$. Далее мы свяжем наклон

балансировочной кривой $\alpha = f(V)$ с продольной устойчивостью, а пока лишь отметим, что вблизи крейсерской скорости градиент наклона составляет $\approx 0,021^\circ/\text{км}$. Переход от передней к задней центровке эквидистантно смещает балансировочную кривую вверх.

ВАЖНО!!! Наибольшее отклонение РУ "на себя" имеет место на режиме висения с предельно – передней центровкой и составляет $1,55^\circ$ для

вертолета Ми-8Т и $\alpha = 1^\circ$ для вертолета Ми-8П. Запас управления ($\Delta\alpha = \alpha_{\text{макс}} - \alpha_0$)

равняется соответственно $\Delta\alpha = 3,95^\circ$ и $\Delta\alpha = 4,5^\circ$ и 31,6% или 36% от полного диапазона

продольных отклонений автомата перекоса. Далее мы вернемся к этому вопросу, когда

будем рассматривать ограничение по ветру сзади.

Наибольшее отклонение РУ "от себя" $\alpha = 4,85^\circ$ для вертолета Ми-8Т и $\alpha = 4,2^\circ$ для

вертолета Ми-8П получено на максимальной скорости горизонтального полета $V_{\text{пр}} = 250$ км/ч при предельно задней центровке. Запас

управления при этом $\Delta\alpha = 2,15^\circ$ то есть 17% от полного диапазона для вертолета Ми-8Т и

$\Delta\alpha = 2,8^\circ$ или 22,4% для вертолета Ми-8П.

На рис. 2.4 показаны балансировочные

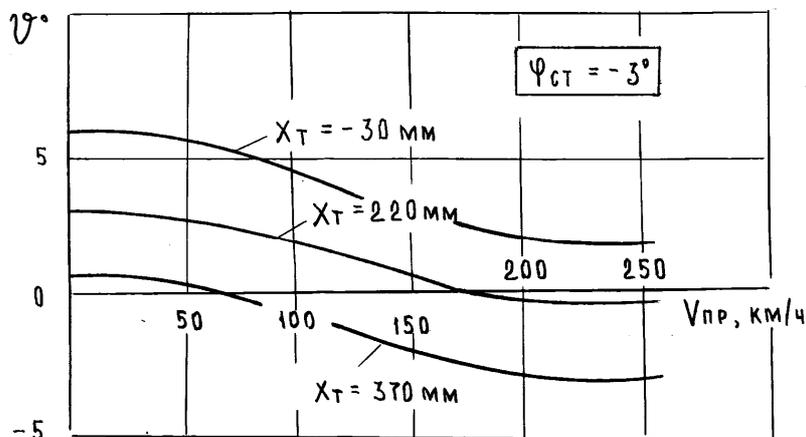


Рис.2.4. Изменение угла тангажа V вертолета Ми-8 в зависимости от скорости полета

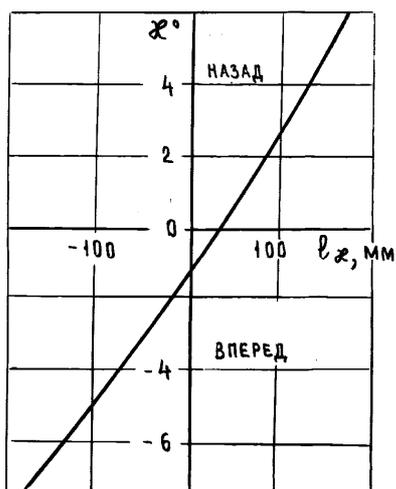


Рис.2.5. Зависимость отклонений автомата перекоса в продольном направлении χ° от перемещения РУ циклическим шагом НВ

значения угла тангажа вертолета в зависимости от скорости полета. Видим, что вертолет висит с положительным углом тангажа, однако с ростом скорости углы тангажа изменяются в сторону отрицательных значений. На исходное значение угла тангажа значительно влияет продольная центровка вертолета. При висении вертолета с предельно задней центровкой $x_T = -0,03$ м для вертолета Ми-8Т и $x_T = -0,08$ м для вертолета Ми-8П угол тангажа достигает соответственно $6,4^\circ$ и $7,1^\circ$ (на кабрирование). В горизонтальном полете на $V_{пр} = 220$ км/ч при предельно передней центровке $x_T = 370$ мм для вертолета Ми-8Т $\vartheta = 3,6^\circ$ (на пикировании). Изменение центровки на 100 мм вызывает изменение угла тангажа на $\Delta\vartheta = 1,4^\circ$. Максимальное отрицательное значение $\vartheta = 4,1^\circ$ получается на вертолете Ми-8П на $V=250$ км/ч при предельно – передней центровке 0,3 м.

Последнее, что нам осталось сделать – это связать перемещения РУ с отклонением АП. На рис. 2.5 показан график зависимости углов α от линейных перемещений РУ. Видим, что одному градусу отклонения АП соответствует 24 мм перемещения РУ, а нейтральному положению РУ $1^\circ 30'$ отклонения автомата перекоса вперед.

2.3. Боковая балансировка вертолета

Определение. Сбалансировать вертолет в боковом плане это значит добиться постоянства углов β , γ и ψ .

Математически это выглядит, как показано в уравнениях (2.2). Боковая балансировка, в свою очередь, делится на поперечную:

$$\sum F_x = 0, \quad \beta = \text{const};$$

$$\sum M_{x1} = 0, \quad \gamma = \text{const},$$

и путевую:

$$\sum M_{y1} = 0, \quad \psi = \text{const}.$$

В предыдущих рассуждениях мы делаем допущение, что крен вертолета на всех режимах примерно равен нулю и при изображении схем сил на виде сзади мы им пренебрегаем. Такое допущение вполне допустимо, однако в некоторых особенностях поведения вертолета разобраться все же надо. Начнем с того, что докажем: вертолет без крена висеть не может. Почему? Причины две:

- "разнос" втулок НВ и РВ по высоте. Втулка НВ выше втулки РВ примерно на 60 см;

- наличие $M_{x1гш}$, из - за необходимости отклонения конуса НВ вправо.

$$\sum F_z = T_z - T_{pв} + G \sin \gamma = 0, \quad \beta = 0 \quad (2.12)$$

$$\sum M_{x1} = T_z \cdot Y_T - T_{pв} \cdot h_{pв} + M_{x1гш} = 0, \quad \gamma = \text{const}$$

Мы наверняка знаем, что $Y_T > h_{pв}$, да еще моменту от T_z помогает $M_{x1гш}$. Следовательно, стремясь не допустить бокового смещения вертолета, мы, выравнивая силы в земной подвижной системе координат, не можем одновременно (без крена) выровнять моменты. Равновесие наступит лишь тогда, когда вертолет приобретет крен порядка $2 \div 2,5^\circ$ вправо. Тогда паре сил ($T_z, T_{pв}$) и $M_{x1гш}$ будет противодействовать момент от пары сил (T_{y_0}, G).

Уравнения (2.12) доказывают нам, что поперечная балансировка возможна и что угол крена " γ " при этом будет вычисляться по формуле:

$$\gamma = \frac{T_{pв} (Y_T - h_{pв}) + M_{x1гш}}{G y_T} \quad (2.13)$$

Формула получена путем совместного решения уравнений системы (2.12). Так как $T_{pв} = f(V)$, то и $\gamma = f(V)$.

Путевая балансировка вертолета путем создания крена (согласно рис. 2.6) описывается уравнением:

$$\sum M_{y1} = M_{pвв} - T_{pв} \cdot l_{pв} + T_z \cdot X_T = 0, \quad \psi = \text{const}$$

На рис. 2.7 показано изменение угла крена по скорости полета для вертолета Ми-8. Видим, что $\gamma = 2,5^\circ$ на висении, $\approx 1,5^\circ$ на $V = 100$ км/ч и 2° на $V = 250$ км/ч.

На рис. 2.3 показано как ведет себя РУ в поперечном плане по скорости горизонтального полета. Видим, что взлетное

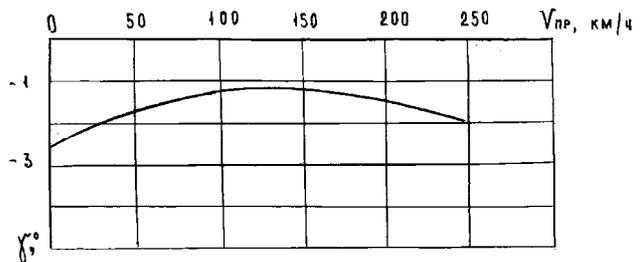


Рис. 2.7. Изменение угла крена вертолета Ми-8 в зависимости от скорости полета

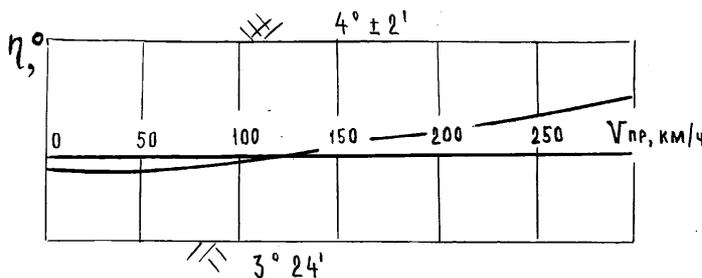


Рис. 2.8. Потребные угла отклонения автомата перекоса в поперечном плане η^0 вертолета Ми-8 от скорости горизонтального полета

положение РУ соответствует $\eta = 0,5 \div 1^\circ$ вправо и далее РУ отклоняется не только вперед но и влево. Минимальный запас управления влево соответствует $\Delta\eta = 2,6^\circ$ или 34,2%.

Запасы продольного, поперечного управлений очень важны при рассмотрении вопросов взлета и посадок вертолета на площадки с уклоном.

2.3.2. Боковая балансировка вертолета скольжением

Однако сбалансировать вертолет в боковом отношении можно и скольжением, убрав полностью или частично крен. Данный вопрос хорошо поясняет схема сил, приведенная на рис. 2.9. Методика построения схемы сил на виде сзади и сверху та же.

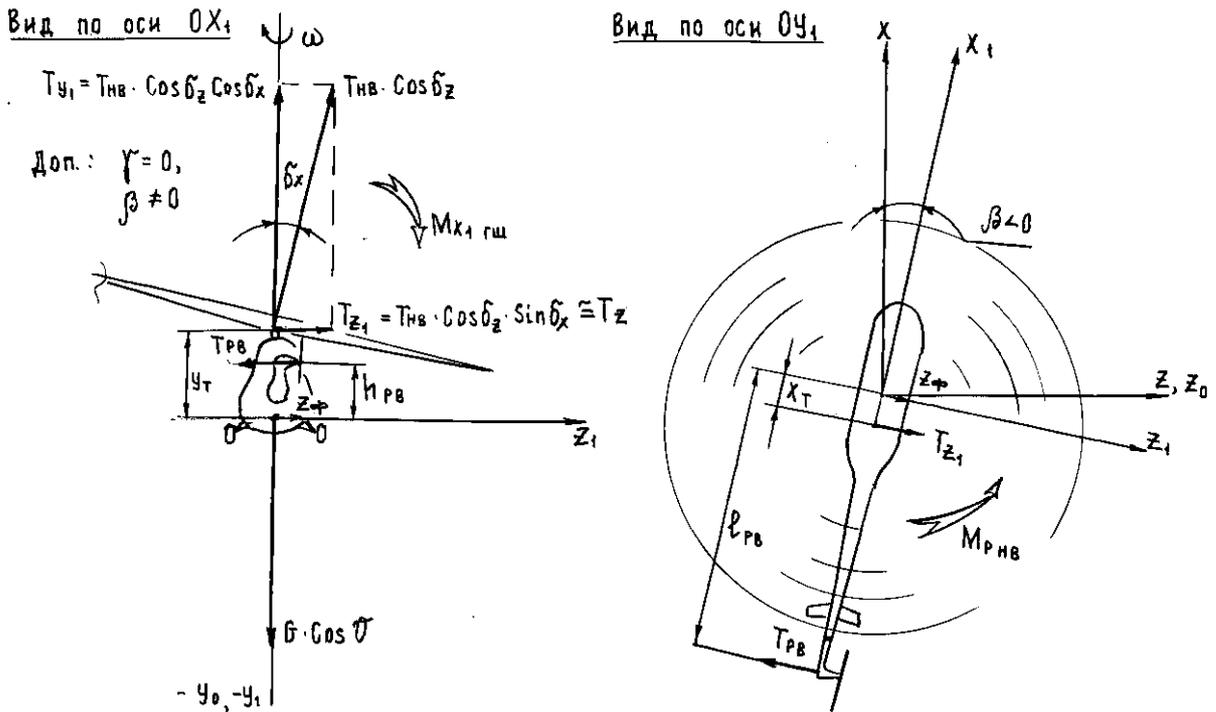


Рис. 2.9. Боковая балансировка вертолета скольжением

Вид сзади позволяет легко описать поперечную балансировку:

$$\sum F_z = T_z - T_{рв} + Z_{\phi} = 0, \quad \beta = \text{const}$$

$$\sum M_{x1} = T_z \cdot y_T - T_{рв} \cdot h_{рв} + M_{x1rш} = 0, \quad \gamma = 0$$

Вид сверху позволяет легко описать поперечную балансировку:

$$\sum M_{y1} = M_{рнв} - T_{рв} \cdot l_{рв} +$$

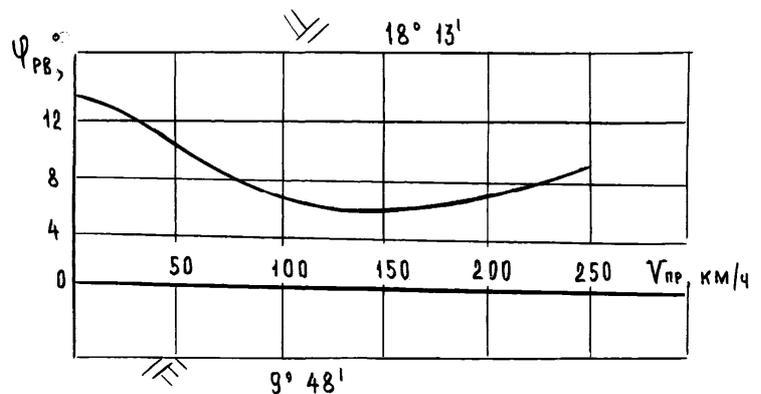


Рис.2.10. Изменение потребных углов установки лопастей РВ вертолета Ми-8 в зависимости от V полета

$$\mathbf{T}_z \cdot \mathbf{x}_T = \mathbf{0}, \quad \psi = \text{const}$$

С увеличением скорости полета потребный угол скольжения для балансировки вертолета без крена уменьшается. Так, на $V = 200$ км/ч (вертолет Ми-8) потребный угол β левого скольжения равен лишь 2° . На рис. 2.10 показано изменение шага рулевого винта по скорости полета, потребное для балансировки вертолета в путевом отношении.

2.4. Устойчивость вертолета

Пилотируя вертолет, летчик стремится привести его в равновесное состояние. Так, например, после того как вертолет лег на курс, выставляются определенные параметры: V , H , ϑ , γ , ψ и β . Далее они выдерживаются. Если вертолет способен самостоятельно выдерживать эти параметры, то это хорошо и большое спасибо конструктору, который создал этот вертолет. Если же параметры постоянно "уходят", и летчик вынужден все время вмешиваться в управление, то это плохо, это утомительно. Вертолет в полете постоянно подвергается действию возмущающих факторов, таких как восходящие и нисходящие потоки, порывы ветра, связанные с турбулентностью.

Если вертолет способен сохранять заданный режим полета в условиях воздействия внешних возмущений без вмешательства летчика, то он является устойчивым летательным аппаратом. Для сохранения заданного режима полета необходимо, чтобы при отклонении от этого режима на вертолете появлялись восстанавливающие силы и моменты, стремящиеся вернуть вертолет в исходное состояние. Если же на вертолете при нарушении равновесия возникают дестабилизирующие силы и моменты еще больше уводящие вертолет от исходного состояния, то данный вертолет является неустойчивым летательным аппаратом.

Различают статическую и динамическую устойчивость.

Вертолет является статически устойчивым летательным аппаратом, если он имеет начальную тенденцию вернуться в исходное состояние после прекращения действия возмущающего фактора без вмешательства летчика. Это необходимое, но не достаточное условие устойчивости вообще. Чаще всего перед инженером – конструктором ставится задача – обеспечить лишь статически устойчивый летательный аппарат. Динамическая же устойчивость или просто устойчивость далее обеспечивается за счет автоматики. Вертолет снабжается автоматизированной системой управления (АСУ), неотъемлемой частью которой является автопилот.

Как же решается проблема статической устойчивости вертолета? Как и балансировку, статическую устойчивость рассматривают как продольную по двум параметрам: скорости " V " и углу атаки " α_ϕ ", и боковую - по углу скольжения " β ".

2.4.1. Продольная статическая устойчивость по V и α_ϕ

Вертолет по скорости является статически устойчивым летательным аппаратом, потому что его основной элемент (несущий винт) оказывает

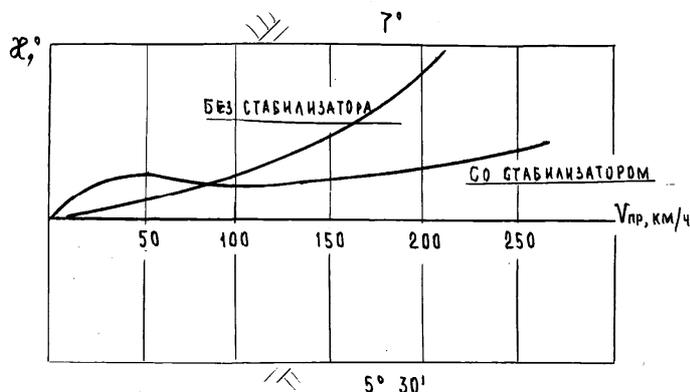


Рис. 2.11. Потребные отклонения РУ в продольном канале без стабилизатора и со стабилизатором

мощное стабилизирующее влияние, перекрывающее влияние всех остальных компоновочных элементов вертолета. Так, если V случайно увеличится, то завал конуса НВ назад возрастет, что приведет к изменению тангажа на кабрирование, и оба этих фактора приведут к уменьшению T_x , значит и уменьшению скорости. Здесь стабилизатор как будто бы и не

нужен. Однако без него, как видно из рисунка 2.11, "расход" РУ будет значительно больше.

Критерием статической устойчивости по скорости является M_z^V . Если при увеличении скорости появляется момент на кабрирование, то есть возникает положительное приращение момента, то это говорит о его статической устойчивости.

$$M_z^V = \frac{dM_z}{dV} > 0 \quad (2.14)$$

Однако "порыв" ветра чаще всего носит пространственный характер, то есть меняется не только величина, но и направление вектора скорости

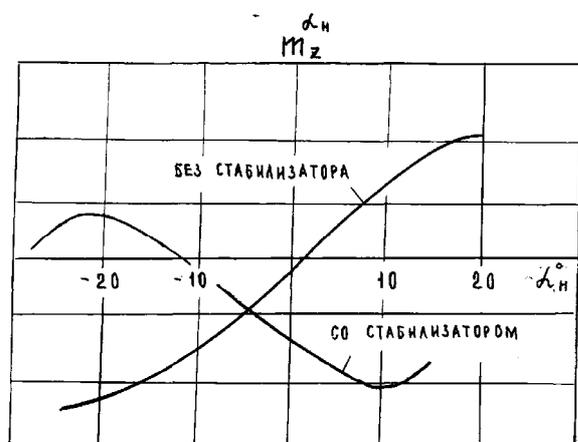


Рис. 2.12. Зависимость продольного момента от его атаки

воздушного потока. А это уже изменение угла атаки фюзеляжа α_ϕ и угла атаки НВ α_n . И теперь несущий винт уже является мощным дестабилизирующим фактором, то есть если $\alpha_\phi \uparrow$, возрастет завал конуса назад, что приведет к появлению кабрирующего момента и увеличению угла тангажа ϑ . А это в свою очередь увеличит α_ϕ . То есть наблюдается лавинообразный процесс роста ϑ и α_ϕ . Аналогично если $\alpha_\phi \downarrow$. Значит надо подобрать

стабилизатор так, чтобы он прерывал эту цепочку.

$$\alpha_{\phi} \uparrow \rightarrow (M_{\text{НВ}} \uparrow, M_{\text{СТ}} \downarrow \downarrow) \rightarrow \alpha_{\phi} \downarrow$$

Вывод: Для обеспечения статической устойчивости вертолета по углу атаки необходимо подобрать стабилизатор так, чтобы он перекрывал негативное действие НВ.

Критерием статической устойчивости по углу атаки является M_z^{α} . Если положительному приросту угла атаки $\Delta\alpha$ будет соответствовать отрицательный прирост момента ΔM_z , то роста угла атаки наблюдаться не будет.

$$M_z^{\alpha} = \frac{dM_z}{d\alpha} < 0 \quad (2.15)$$

Анализируя рис. 2.11, 2.12 делаем вывод:

Вертолет **по скорости** статически устойчив в диапазоне $0 \div 50$ км/ч, $110 \div 250$ км/ч, неустойчив $50 \div 70$ км/ч, нейтрален $70 \div 110$ км/ч.

Вертолет **по углу атаки** статически устойчив в диапазоне α_{ϕ} от -20° до $+10^{\circ}$.

Окончательно. **Вертолет статически устойчив в продольном отношении лишь на $V = 0 \div 50$ и $V > 110$ км/ч при α_{ϕ} от -20° до $+10^{\circ}$.** Ну а это и есть как раз рабочие режимы. Остальные скорости летчик проходит либо с разгоном, либо с торможением.

Примером же статической неустойчивости вертолета по углу атаки является "подхват" вертолета. Но ... здесь вина летчика. Конструктора все сделали для того, чтобы вертолет был статически устойчив и по скорости, и по углу атаки. В рабочем диапазоне так оно и есть. Но, если летчик в полете создал угол атаки НВ более 10° , стабилизатор уже не может справиться с неустойчивостью, которую создает несущий винт. Он исчерпал свои возможности. Чтобы не попасть в "подхват" летчику нужно лишь соблюдать те ограничения, по темпу изменения угла тангажа при маневре в вертикальной плоскости, которые даны в Инструкции экипажу.

2.4.2. Боковая статическая устойчивость вертолета

Боковое движение является суммой поперечного и путевого движений, которые связаны между собой углом скольжения β . На изменение угла скольжения вертолет реагирует обратным креном и флюгированием. Вот стремление вертолета вернуться к исходному углу скольжения и характеризует его боковую статическую устойчивость. Динамика:

$$\beta \uparrow \rightarrow M_{x1}^{\beta} (\gamma) \downarrow, M_{y1}^{\beta} (\psi) \downarrow \rightarrow \beta \downarrow.$$

При изменении угла скольжения меняются моменты относительно связанных осей OX_1 (по крену) и OY_1 (по углу рыскания). Если

$$M_{x1}^{\beta} < 0 \quad \text{и} \quad M_y^{\beta} < 0,$$

мы говорим о статически устойчивом в боковом плане вертолете.

Является ли вертолет устойчивым в поперечном плане? Да. Так при появлении правого скольжения важное стабилизирующее (возвращающее) действие оказывают:

- несущий винт, так как появляется завал конуса влево и, как следствие, момент $M_{x1НВ}^{\beta} < 0$;

- рулевой винт, так как поток справа вызовет увеличение углов атаки по диску РВ, прирост $T_{РВ}$ и, как следствие, также возникает момент $M_{x1РВ}^{\beta} < 0$;

- киль (при его наличии), так как изменится $U_{киля}$ и, как следствие, возникает момент $M_{x1киля}^{\beta} < 0$;

- крыло (при его наличии), очень способствует увеличению поперечной устойчивости из-за того, что при наличии скольжения одно крыло затеняется фюзеляжем и появляется значительный $M_{x1крыла}^{\beta} < 0$.

P.S. Для уменьшения излишней поперечной устойчивости, конструктора вынуждены концы полукрыльев отгибать вниз (создавать поперечную V)

Вывод: Вертолет статически устойчив в поперечном отношении.

Вопрос. Всегда ли?

Ответ. Нет. При превышении максимальной скорости наблюдается статическая неустойчивость вертолета в поперечном отношении. Это "валежка".

Какой же из компоновочных элементов вертолета (НВ, РВ, киль, крыло, фюзеляж) дал в этом случае "сбой", то есть стал создавать поперечную неустойчивость, причем

такую, что все остальные элементы не могут с ней справиться. Это несущий винт. Наличие срывных явлений на отстающих лопастях

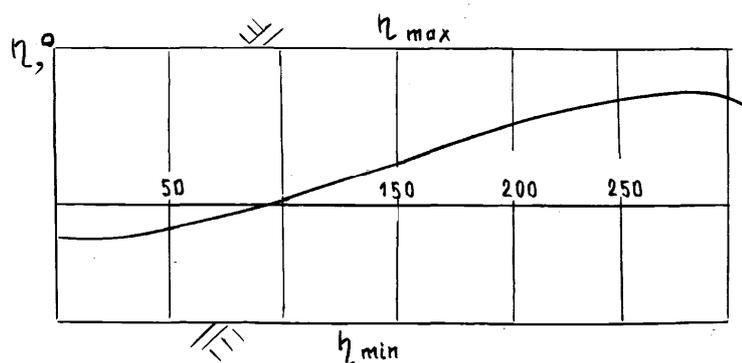


Рис. 2.13. Проявление статической неустойчивости вертолета в поперечном отношении на $V > V_{max}$

стало настолько значительным, что скольжение вправо приводит не к уменьшению крена, а наоборот к его увеличению.

Является ли вертолет устойчивым в путевом отношении? Да, является. Вертолет как флюгер стремится развернуться на ветер. Помогают ему в этом киль и РВ. Так при

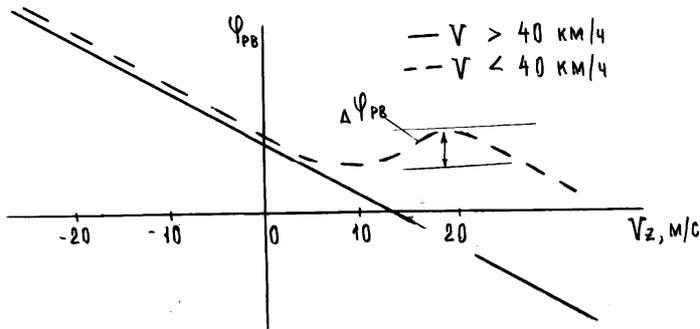


Рис. 2.14. Потребный «расход» правой педали в зависимости от боковой ветра

ему в этом киль и РВ. Так при левом скольжении $T_{РВ} \downarrow$, $U_k \downarrow \rightarrow M_{РНВ}$ разворачивает вертолет влево. Так при правом скольжении $T_{РВ} \uparrow$, $U_k \uparrow$ и моменты от этих сил разворачивают вертолет вправо.

Вопрос. Всегда ли?

Ответ. Нет, не всегда.

Есть такой режим, как

"штопор" вертолета. Этот режим есть не что иное, как проявление статической неустойчивости вертолета в путевом отношении. Какой же элемент вертолета дает "сбой" в этом случае. Это рулевой винт. На скоростях менее 40 км/ч и боковых скоростях 10 – 20 м/с на рулевом винте может возникнуть "вихревое кольцо". Как следствие, значительное падение тяги рулевого винта и его неспособность обеспечить флюгерную устойчивость вертолета.

На рис.2.14 показано потребное отклонение правой педали для путевой балансировки при различных углах скольжения β (V_z).

В диапазоне $V_z = 10 \div 20$ м/с потребные отклонения правой педали значительно увеличиваются, и педаль просто может стать на упор. Исходных причин для этого несколько. Это:

- предельный по условиям посадки вес $G = f(H, t_{нарв})$;
- наличие на вертолете рулевого винта "прямого" вращения.

Эти причины изначально приведут к большому потребному углу установки рулевого винта, а поток справа либо из – за наличия ветра, либо из – за нескоординированного левого разворота вызовут такой

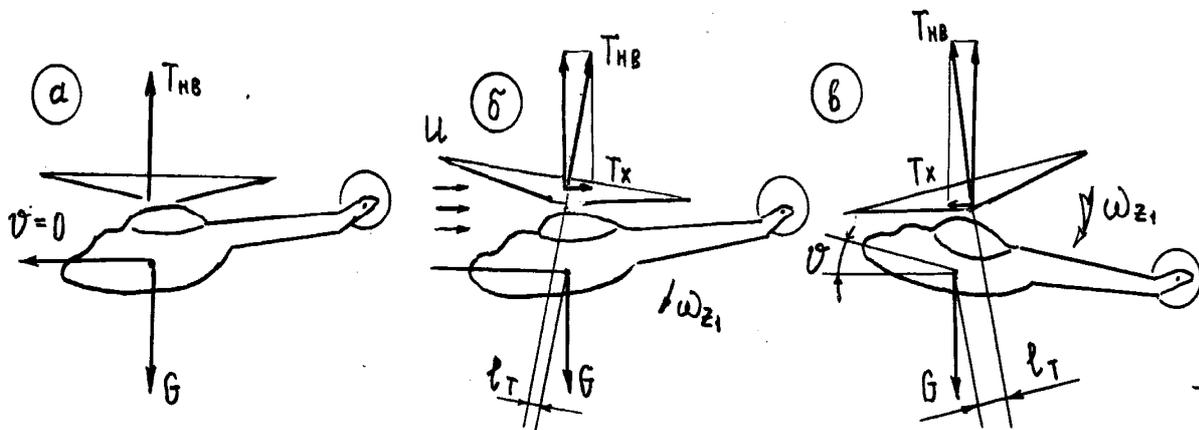


Рис. 2.15. Продольное возмущенное движение вертолета на висении

дополнительный расход правой педали, которого просто нет.

Окончательно. Устойчивый вертолет это адекватный (предсказуемый). Там где вертолет адекватно реагирует на отклонения органов управления, там он и устойчив. По скорости (рис. 2.11) в диапазоне $0 \div 50, 110 \div 250$ км/ч вертолет статически устойчив, так как он адекватен. По углу атаки (рис. 2.12) в диапазоне $- 20 \div 10^\circ$ вертолет статически устойчив. Однако, если летчик в полете создал $\alpha_\phi > 10^\circ$ вертолет теряет адекватность. Отклонение РУ "от себя" не уменьшает α_ϕ а, наоборот, его увеличивает. По углу скольжения (рис. 2.13) в поперечном отношении вертолет статически устойчив вплоть до $V_{\text{макс}}$. Однако при превышении $V_{\text{макс}}$ будет наблюдаться неадекватность, то есть "валежка", когда отклонение РУ «влево» будет не уменьшать γ , а, наоборот, увеличивать его. По углу скольжения (рис. 2.14) в путевом отношении вертолет статически устойчив во всем диапазоне углов скольжения при скоростях поступательного полета больше 40 км/ч. Однако при $V < 40$ км/ч и $V_z = 10 \div 20$ м/с РВ попадает в режим "вихревого кольца" и вертолет начинает вести себя неадекватно, то есть вы даете правую педаль, а вертолет все равно разворачивается влево.

2.5. Динамическая устойчивость вертолета

Динамическая устойчивость – это способность летательного аппарата возвращаться в исходное состояние после прекращения действия возмущающего фактора без вмешательства летчика. Динамическая устойчивость либо неустойчивость проявятся по характеру движения вертолета после прекращения действия силы, вызывающей нарушение равновесия.

Степень неустойчивости определяет темп и характер развития возмущения, определяет необходимость и порядок вмешательства летчика в управление для быстреего восстановления исходного режима.

Показатели динамической неустойчивости зависят от величины и соотношений аэродинамических и инерционных характеристик вертолета. Динамическую устойчивость вертолета следует рассматривать с фиксированным управлением, так как даже при отпущенной РУ шток гидроусилителя а, следовательно, и органы управления находятся в фиксированном положении.

Характеристики динамической устойчивости сильно зависят от режима полета, то есть от степени статической устойчивости. Далее рассмотрим динамическую устойчивость на висении и в горизонтальном полете.

2.5.1. Динамическая неустойчивость вертолета на режиме висения

Следует сказать главное. Степень статической устойчивости на висении намного меньше, чем в горизонтальном полете, так как стабилизатор, киль, фюзеляж, крыло на висении практически в обеспечении статической устойчивости не участвуют. Рассмотрим висение в спокойной атмосфере, когда скорость вертолета относительно воздуха = 0. При этом (и нулевой центровке) ось конуса совпадает с валом НВ. Тяга НВ уравнивает вес вертолета. Если на висении на вертолет внезапно подействует порыв ветра спереди, то сила $T_{НВ}$, во – первых, увеличится, а во

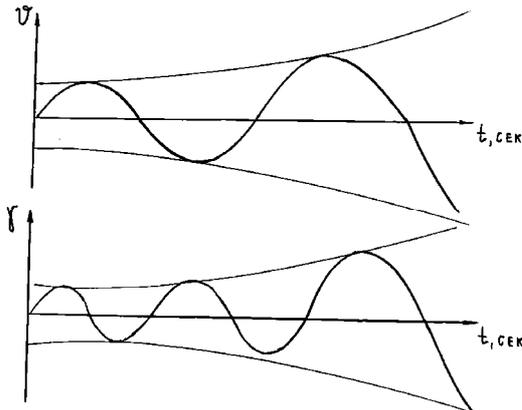


Рис. 2.16. Статическая устойчивость но динамическая неустойчивость вертолета по v_z и γ

– вторых, отклониться назад. Винт на порыв отреагирует первым, лишь потом под действием возникшего кабрирующего момента начнет изменяться угол тангажа вертолета, то есть появится кабрирование.

Изменение положения конуса несущего винта тангажа вызовет движение вертолета назад. Но ... порыв был и прекратился, а движение вертолета осталось. И теперь мы имеем уже обдув вертолета сзади. А, значит, все рассуждения будут повторены, но только с точностью до наоборот. Подобная реакция вертолета физически

объясняется рассмотренной выше статической устойчивостью вертолета по скорости. Динамика движения вертолета показана на рис. 2.15. Следует отметить, что M_{z1} , возникающий в (·) в вследствие наличия статической устойчивости и стремящийся вернуть вертолет в исходное состояние, оказывается, по абсолютной величине больше, чем момент, возникающий в (·) б. Это связано с тем, что вертолет, как массивное тело, приобретя угловую скорость на кабрирование, не может мгновенно ее погасить. В результате вертолет, теперь уже, двигаясь вперед, проскакивает равновесное состояние и отклоняется в другую сторону на большую величину. Движение вертолета становится колебательным с увеличивающейся амплитудой.

Вывод. Вертолет является неустойчивым на режиме висения по тангажу.

Аналогично вертолет ведет себя по крену, но частота колебаний будет выше, так как "разнос" масс относительно оси OX_1 намного меньше, чем по оси OZ_1 (рис. 2.16).

2.5.2. Динамическая неустойчивость вертолета в горизонтальном полете

Опять о главном. В горизонтальном полете степень статической устойчивости из – за участия в ее обеспечении всех компоновочных элементов (несущего и рулевого винтов, стабилизатора, киля, крыла, фюзеляжа) значительно выше, чем на висении. Поясним это на примере стабилизатора. Изменение подъемной силы стабилизатора при изменении скорости на 5 м/с на висении пропорционально 25 единицам,

$$\Delta Y_{ст} \sim 5^2 - 0^2 \approx 25 \text{ м}^2/\text{с}^2,$$

а на скорости 180 км/ч (50 м/с), при изменении скорости на 5 м/с, пропорционально 525 единицам

$$\Delta Y_{ст} \approx 55^2 - 50^2 \approx 525 \text{ м}^2/\text{с}^2.$$

Площадь стабилизатора "S_{ст}" обычно 0,3 ÷ 0,5% F_{ом}. При удвоении площади стабилизатора в принципе возможно получение дополнительной устойчивости продольного движения. Но ... тогда ухудшится его управляемость.

Итак, вернемся к порыву, то есть случайному увеличению скорости возмущенного потока. Как результат, конус несущего винта приобретет дополнительное отклонение назад. Но не только назад, а и вправо. В результате будет наблюдаться не только уменьшение скорости, но и кренение вертолета с последующим скольжением и разворотом вертолета. То есть наблюдается весь "букет" разбалансировки.

Вертолет стремится вернуться к исходному состоянию, но это ему не удается. Динамика следующая:

$$V \uparrow \rightarrow \uparrow \text{ завал НВ назад и вправо} \rightarrow \beta \uparrow.$$

Вертолет на скольжение отреагирует обратным креном и разворотом. Далее возникает скольжение в другую сторону, и опять вертолет будет на него реагировать обратным креном и разворотом. Все было бы хорошо, если бы амплитуда колебаний γ , ψ , V носила затухающий характер. Но практически на всех вертолетах, этот процесс носит расходящийся характер.

Вывод. Вертолет с шарнирным креплением лопастей не в состоянии длительно поддерживать установившийся режим полета. Необходимо постоянное вмешательство либо летчика, либо автопилота.

2.6. Применение автоматических устройств (автоматов) в системе управления вертолетом

Изложенные выше характеристики устойчивости показывают, что вертолеты на большинстве режимов полета являются неустойчивыми летательными аппаратами.

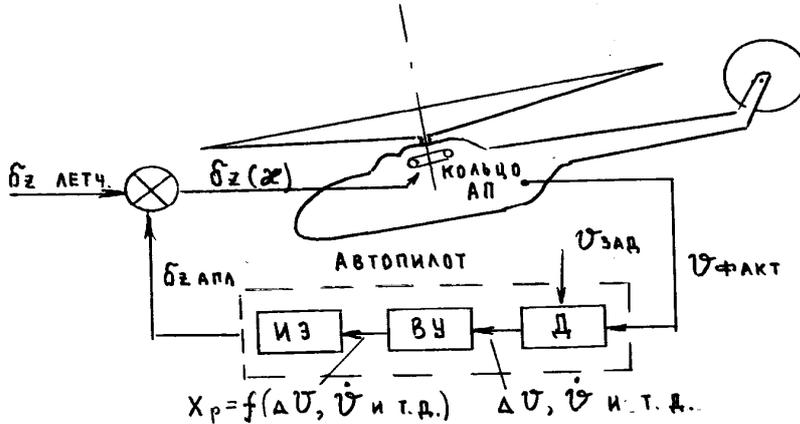


Рис.2.17. Структурная схема автопилота на вертолете

Основные причины этого — неудовлетворительные статические характеристики устойчивости и слабое демпфирование. Наиболее полное и радикальное решение задачи обеспечения

устойчивости вертолета достигается при использовании специальных автоматических устройств, улучшающих пилотажные характеристики вертолетов и помогающих летчику (а временами заменяющих его) в пилотировании вертолета. К таким устройствам относятся автопилоты (АПЛ) и (в последнее время) системы автоматического управления (САУ).

Вертолетные автопилоты минимум трехканальные, т. е. осуществляют регулирование или стабилизацию заданного положения фюзеляжа в пространстве по тангажу, крену и курсу. Правда, автопилот, стабилизирующий только ориентацию фюзеляжа вертолета, не может с необходимой для практики точностью поддерживать установившийся режим полета. Для этого схема автопилота дополняется системами стабилизации высоты и скорости полета.

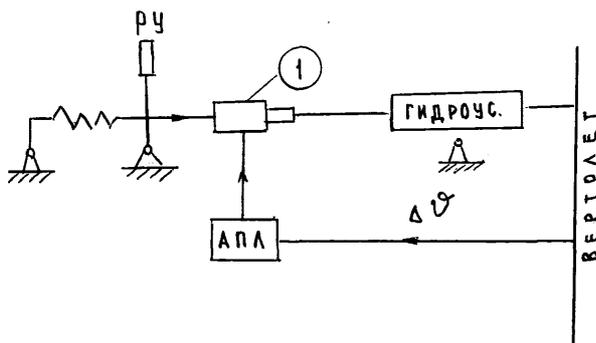


Рис. 2.18. Включение автопилота в систему управления по дифференциальной схеме
1 — раздвижная тяга

В состав автопилота входят следующие основные части (для каждого канала управления):

- датчики или воспринимающие элементы (D);
- вычислительное устройство с усилителями и преобразователями управляющего сигнала (ВУ);
- исполнительные элементы (рулевые машины) (ИЭ).

Кроме этих частей имеются и другие (вибраторы, механизмы согласования и т.д.), рассмотрение функций, которых здесь необязательно.

На рис. 2.17 показана простейшая структурная схема автопилота тангажа (схемы остальных каналов в принципе аналогичны). Датчики (обычно гироскопические) фиксируют угол тангажа вертолета. Полученное значение угла тангажа ϑ_{ϕ} сравнивается с заданным $\vartheta_{\text{зад}}$, определяется их разность, так называемая величина рассогласования $\Delta\vartheta = \vartheta_{\text{зад}} - \vartheta_{\phi}$, в соответствии с которой выдается сигнал в вычислительное устройство (ВУ). При наличии рассогласования $\Delta\vartheta \neq 0$ ВУ по определенному алгоритму (закону) управления вырабатывает управляющий сигнал X_p , направленный на устранение рассогласования. Этот сигнал должным образом усиливается, преобразуется и поступает на рулевую машину (гидроусилитель), включенную в цепь управления автоматом перекоса. В соответствие с полученным сигналом рулевая машина изменяет наклон кольца АП так, чтобы путем отклонения силы $T_{\text{нв}}$ создать момент, приводящий вертолет к заданному углу тангажа. При этом ручка управления может оставаться в неизменном положении.

Вычислительное устройство может реализовать различные алгоритмы управления, начиная от простейшего, позиционного, когда управляющий сигнал пропорционален рассогласованию ("позиции" вертолета). Но может учитываться также скорость изменения рассогласования, угловое ускорение вертолета и т.д.

То есть величина сигнала может изменяться со скоростью, пропорциональной рассогласованию и его производным по времени (скоростной закон регулирования). Обычно величина командного сигнала АПЛ - $\Delta\delta_{\text{АПЛ}} = X_p$ (закон управления) выражается формулой

$$X_p = i\Delta\vartheta + i_1 d(\Delta\vartheta) / dt \quad (2.16)$$

где:

i и i_1 – передаточные числа автопилота, определяющие его реакцию соответственно на $\Delta\vartheta$ и $d(\Delta\vartheta) / dt$.

Таким образом, автоматическое устройство может увеличивать сигнал на первом этапе приведения вертолета к заданному положению и уменьшать его, когда вертолет начнет возвращаться к этому положению, как бы осуществляя движения рычагами управления, которые выполняет летчик, пилотирующий вертолет. Разница заключается лишь в том, что современный автопилот при определенном отклонении вертолета по углу и угловой скорости всегда отклоняет управление совершенно определенным образом, а летчик может реагировать по – разному в зависимости от обстановки и целей маневра. В дальнейшем самонастраивающиеся автопилоты смогут осуществлять более гибкие алгоритмы управления. Однако уже сейчас автопилот с рассмотренными выше свойствами обеспечивает выдерживание заданного режима полета без вмешательства летчика. В результате вертолет с включенным автопилотом обретает новое

качество, устойчивость собственного движения. При этом меняется динамика полета вертолета как управляемого объекта и упрощается техника пилотирования.

Для обеспечения летчику управления вертолетом "вместе с автопилотом" рулевые машины включаются в систему управления последовательно, или как говорят, дифференциально (рис. 2.18), т. е. так, что отклонение органа управления происходит по двум причинам:

- от отклонения рычага управления летчиком;
- от сигнала автоматического устройства.

При таком включении рулевая машина действует как раздвижная тяга, встроенная в жесткую механическую проводку управления. Летчик может вмешаться в любой момент, отклоняя рычаг управления, изменяя режим полета и одновременно задавая автопилоту новые значения параметров полета, которые необходимо теперь поддерживать. Постоянная работа автопилота, направленная на гашение отклонений от заданного режима полета, воспринимается летчиком как существенное повышение характеристик демпфирования вертолета по сравнению с его собственными без АПЛ, имеющим закон регулирования типа (2.16), увеличивается эффективность управления. Это достигается с помощью так называемых компенсационных датчиков, обеспечивающих центрирование рулевых машин на различных режимах полета. Вводимый в автопилот сигнал положения рычага управления (ручки) приводит к дополнительному (от АПЛ) увеличению отклонения органов управления пропорционально величине перемещения рычагов.

Таким образом, пилотируемый вертолет с включенным автопилотом, летчик воспринимает как устойчивый летательный аппарат с хорошими характеристиками управляемости.

Дифференциальная схема включения рулевых машин автопилотов предусматривает ограничение хода исполнительных штоков не более 20 – 25% полного диапазона отклонения управления. Это исключает появление опасных ситуаций в полете при отказе автопилота, поскольку у летчика всегда остается запас управления для парирования влияния отказавшей системы, даже при уходе штоков рулевых машин в крайнее положение.

Благодаря отмеченным свойствам автопилоты, устанавливаемые на современных вертолетах (АП – 34Б, ВУАП – 1 и др.), обеспечивают простоту пилотирования на всех эксплуатационных и критических режимах в простых метеорологических условиях полета днем и ночью. При этом существенно разгружаются внимание летчика при пилотировании вертолета и уменьшаются затраты его умственной и физической энергии. Точность выдерживания заданного углового положения вертолета по крену, тангажу и курсу в спокойной атмосфере у современных автопилотов составляет – $(0,5 \div 1)^\circ$.

Безопасность полета в случае какого – либо отказа автопилота обеспечивается:

- ограничением перемещений исполнительных органов управления вертолета по сигналам автопилота;
- индикацией перемещений штоков рулевых машин автопилота;
- автоматическим отключением автопилота при отказе любого из источников питания или бортовых датчиков, контролирующих автопилот, и т. д.

Развитие автопилотов и улучшение их характеристик и возможностей позволили расширить функции автоматического управления, выйти из сферы контроля и стабилизации углового положения вертолета и перейти к автоматическому управлению траекторией полета. Для этого создаются системы автоматического управления (САУ), составной частью которых является автопилот. Автопилот в САУ обеспечивает работу внутреннего контура управления по углам пространственного положения вертолета. Остальные элементы САУ обеспечивают автоматическое выполнение заданной (запрограммированной заранее или формируемой в соответствии с задачей) траектории движения. Для этого САУ имеет дополнительные воспринимающие элементы, дающие информацию о параметрах траектории, вычислительные устройства (ЭВМ), вырабатывающие командные сигналы, и другие элементы, обеспечивающие ввод этих сигналов в соответствующие каналы автопилота и системы управления вертолетом. САУ имеют высокие показатели по точности выдерживания контролируемых (задаваемых) величин. Например, высота полета контролируется и выдерживается по определенному закону с точностью до +5 м и выше, приборная скорость – с точностью до $(5 \div 10)$ км/ч.

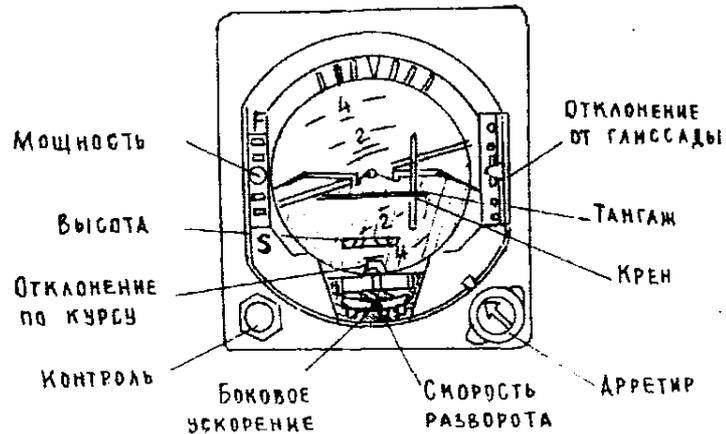


Рис. 2.19. Командно-пилотажный прибор (КПП)

Однако нельзя рассчитывать на возможность автоматического управления полетом вертолета во всех случаях, особенно при сложной и изменяющейся воздушной обстановке, при перенацеливании и т. д. В то же время целесообразно (для облегчения и повышения качества работы летчика при различных задачах) использовать возможности САУ по обобщению показаний пилотажно – навигационных приборов и выполнению сложных расчетно – логических операций, не говоря уж о роли САУ в улучшении характеристик устойчивости и управляемости вертолета. Поэтому в настоящее время для отечественных и зарубежных вертолетов

разрабатываются системы комплексного полуавтоматического (директорного) управления, расширяющие сферу использования САУ. При директорном управлении результаты автоматического решения сложных задач, возлагаемых на САУ, выдаются в виде командных сигналов автопилота на директорные стрелки командно – пилотажного прибора (КПП). Внешний вид КПП показан на рис. 2.19. Летчик пилотирует вертолет, руководствуясь этими командами, а также учитывая другую информацию, которая не вводится (или не может быть введена) в САУ. КПП указывает летчику, куда и каким образом отклонять ручку управления вертолетом, чтобы выполнить оптимальный в данных условиях маневр, рассчитанный САУ с учетом установленных ограничений (по перегрузке, темпу взятия шага и т. д.).

В этом состоит отличие директорного управления от обычной приборной или визуальной индикации, когда летчик наблюдает отклонения от заданных значений по угловому положению вертолета или траектории движения и должен самостоятельно решать задачу выбора оптимального маневра.

Следует подчеркнуть, что на КПП для отработки летчиком вручную выдаются лишь низкочастотные сигналы (команды) управления. Все высокочастотные сигналы (с частотой 0,5 рад/с и более), связанные со стабилизацией положения вертолета на заданной траектории, обрабатываются автоматически, не нагружая летчика. Указания КПП дополняются информацией о траектории движения относительно земли в плане, которая выдается на индикатор с движущейся картой, где показывается курс, дальность и боковое отклонение. Кроме того, летчик может использовать обычные пилотажно – навигационные приборы для контроля скорости и высоты полета, вертикальной скорости и т. д.

2.7 Управляемость вертолета и его показатели

Управляемость – это реакция вертолета на отклонение органов управления. Характеризуется *эффективностью, мощностью, чувствительностью, запаздыванием.*

Эффективность управления $M_{упр}^{\Delta}$ определяется величиной управляющего момента, действующего на вертолет при отклонении ручки (рычага) управления, на единичную величину (градус или миллиметр)

$$M_{упр}^{\Delta} = \frac{M_{упр}}{\Delta} \quad (2.17),$$

где:

Δ - отклонение ручки (педалей) управления в продольном, поперечном или путевом направлении (соответственно получают эффективность продольного, поперечного и путевого управления).

Рассмотрим эффективность управления от ручки циклического шага. При отклонении ручки от балансирующего положения на величину Δ_z и соответственном отклонении кольца АП и силы $T_{нв}$ (рис. 2.20) возникает управляющий момент

$$M_{упр} = T_{нв} Y_T \sin \delta_z \quad (2.18)$$

Этот момент стремится наклонить вертолет. При наличии ГШ возникает

дополнительный момент $M_{ГШ} \approx 2F_{цб} l_{ГШ} \sin \delta_z$,

также

стремящийся

наклонить

вертолет в ту же

сторону, что и

$M_{упр}$. Учитывая,

что углы

отклонения силы

$T_{нв}$ не

превышают 12 ...

15°, можно

принять, что

$\sin \delta_z = \delta_z$. Таким

образом, в результате отклонения ручки управления возникает суммарный

управляющий момент

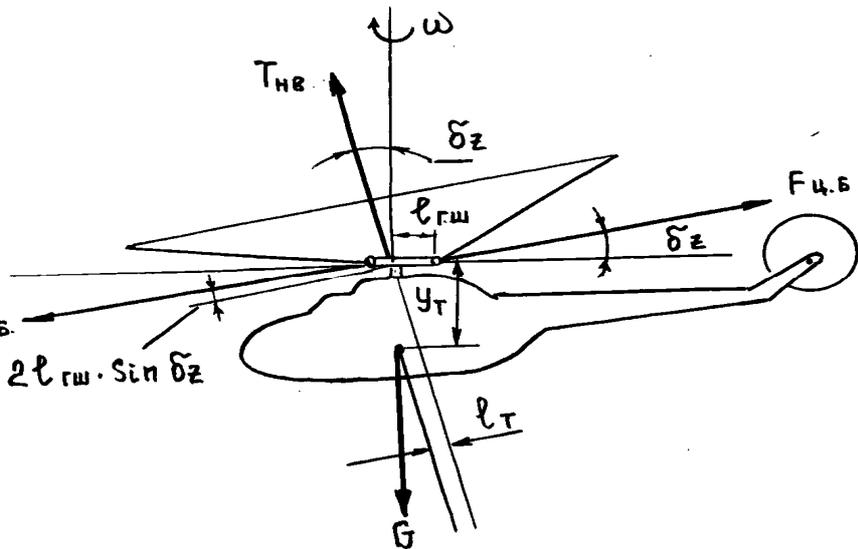


Рис. 2.20 К определению эффективности управления

$$M_{упр} \approx (T_{нв} Y_T + 2F_{цб} l_{ГШ}) \delta_z \quad (2.19).$$

На линейном участке зависимость угла отклонения АП от хода ручки $\delta_z = k_{АП} \Delta$, тогда эффективность продольного управления выразится формулой

$$M_z^{\Delta} = \frac{1}{\Delta} [(T_{нв} Y_T + 2F_{цб} l_{ГШ}) k_{АП} \Delta] = k_{АП} (T_{нв} Y_T + 2F_{цб} l_{ГШ}) \quad (2.20).$$

Формула 2.20 показывает, что эффективность продольного (и поперечного) управления пропорциональна величине тяги НВ, центровке по вертикали, разному ГШ и моменту инерции лопастей относительно ГШ. Эти же факторы повышают демпфирование и устойчивость вертолета. Вертолеты с высоким расположением НВ и большим разномом ГШ обладают лучшей эффективностью управления и лучшей устойчивостью. Объясняется это тем, что воздействие на величину и наклон силы $T_{нв}$ от внешних возмущений и при управлении летчиком идет разными путями (не

так, как у самолета, путем изменения его положения относительно направления движения).

Зная эффективность управления движения на различных режимах полета, можно определить величину управляющего момента при дозированном отклонении рычага управления на конкретную величину $\delta\Delta$, а также максимальный управляющий момент при отклонении рычага управления до упора. Это будет *мощность управления*.

$$M_{\text{упр}} = M_{\text{упр}}^{\Delta} \delta\Delta \quad (2.21).$$

В реальных условиях максимальный располагаемый управляющий момент (мощность управления) будет разным на различных режимах полета, так как рычаг управления обычно не находится в нейтральном положении. Но на всех режимах полета должна быть обеспечена возможность парирования возмущений, действующих на вертолет. Поэтому балансировочные положения рычагов управления (в предельно допустимых положениях ц. м.) не должны быть предельными для рычагов. Запасы управления, т. е. ход рычага от балансировочного положения до упора, в этих случаях должны составлять не менее 20%.

Чувствительность управления. Определяется величиной установившейся угловой скорости вертолета, достигаемой при отклонении рычагов управления (или АП, или шага НВ, РВ) на 1° . При вращении вертолета под действием появившегося управляющего момента возникают противодействующие моменты – демпфирующие и стабилизирующие. Вращение вертолета от действия управляющего момента определяется в первый момент уравнением $J_i \omega_i = M_{\text{упр}i}$, где i – индекс, соответствующий оси вращения. Например, при отклонении ручки управления вбок на единицу хода вертолет начнет вращение с угловым ускорением $\frac{d^2\gamma}{dt^2}$, равным частному от деления эффективности поперечного управления на момент инерции относительно продольной оси:

$$\frac{d^2\gamma}{dt^2} = \omega_x = \frac{M_x^{\Delta}}{J_x} \quad (2.22).$$

При этом возникает демпфирующий момент НВ, который растет по мере увеличения скорости вращения. Следовательно, угловая скорость вращения будет увеличиваться только до тех пор, пока демпфирующий момент не сравнится с управляющим. Далее вертолет будет продолжать вращение с той же скоростью. Если демпфирование велико, то угловая скорость, которой достигнет вертолет при данном отклонении ручки, невелика. Соответственно увеличивается и время достижения вертолетом нового заданного положения. Наоборот, если демпфирующий момент

сравнительно мал, то при той же эффективности и таком же отклонении ручки вертолет быстро достигнет значительной угловой скорости и нового желаемого положения. Величина достигаемой угловой скорости и время перехода к новому режиму характеризуют чувствительность управления. Чувствительность управления может быть также определена отношением эффективности управления $M_{упр}^{\Delta}$ к демпфированию вертолета

$$\frac{M_{упр}^{\Delta}}{M_{\omega}} \quad (2.23).$$

Ясно, что чувствительность пропорциональна демпфированию. Чем больше эффективность и меньше демпфирование, тем выше чувствительность.

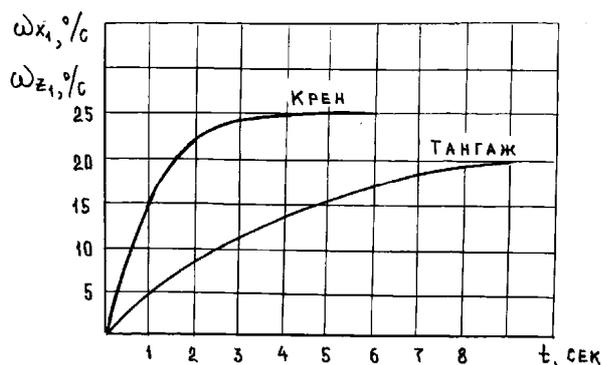


Рис. 2.21. Динамика увеличений угла крена γ и тангажа ν при единичном отклонении РУ на 50 мм (вертолет Ми-8)

Низкая чувствительность управления делает вертолет малоповоротливым, высокая — строгим в пилотировании, что может привести к раскачке машины летчиком. Угловое ускорение при заданном отклонении рычага управления обратно пропорционально моменту инерции относительно оси вращения и демпфированию. Поэтому, чем больше момент инерции и больше демпфирование, тем больше при данном отклонении рычага

управления время выхода вертолета на установившееся вращение.

На рис. 2.21 приведены графики, показывающие изменение угловой скорости крена и тангажа для вертолета Ми-8. Величины угловых ускорений и установившихся скоростей вращения вертолетов мало зависят от их масс и моментов инерции, что объясняется увеличением эффективности управления вертолетом при увеличении его полетного веса. Поэтому для сравнительной оценки управляемости различных вертолетов применяются не абсолютные, а относительные (по отношению к моменту инерции) характеристики.

Чувствительность управления как соотношение между эффективностью управления и демпфированием или их относительными величинами:

$$\bar{M}^{\Delta} = \frac{M^{\Delta}}{J} \text{ - относительная эффективность управления;}$$

$$\bar{M}^{\omega} = \frac{M^{\omega}}{J} \text{ - относительное демпфирование,}$$

является очень важной характеристикой управляемости с точки зрения летчика. Летные испытания и исследования на тренажерах показывают, что существуют области оптимальных значений чувствительности управления, при которых пилотажные характеристики вертолета оцениваются летчиком как хорошие. Имеется диапазон значений чувствительности, считающийся приемлемым для пилотирования. Такие диапазоны определяются для каждого вида управления – продольного, поперечного и путевого.

На рис. 2.22 показаны границы соотношений между относительным демпфированием и относительной эффективностью управления, считающихся хорошими и приемлемыми, а также значения этих соотношений для вертолета Ми-8 с АПЛ и без АПЛ.

Из рисунка видно, что показатель управляемости вертолета Ми-8 является в основном приемлемым. Оптимальным же характеристикам управляемости соответствуют более высокие значения относительного демпфирования и относительной эффективности управления, которые не удается получить практически на вертолете с обычной шарнирной подвеской лопастей НВ. Необходимое повышение относительной эффективности управления можно получить либо применяя жесткий несущий винт (у лопастей только осевые шарниры), либо искусственно увеличивая демпфирование путем применения для этого системы автоматического управления и стабилизации.

Запаздывание в управлении определяется временем $\tau_{зап}$ от начала отклонения ручки управления до начала изменения положения вертолета.

Для изменения наклона силы $T_{НВ}$, за счет которого создаются продольные и поперечные управляющие моменты, надо изменить наклон плоскости вращения концов лопастей НВ, а для этого надо перейти сначала к новому закону изменения установочных углов лопастей по азимуту, изменив наклон кольца АП, а затем к новому закону махового движения лопастей. На переход к новому закону изменения циклического шага для каждой лопасти требуется, по крайней мере, время одного оборота НВ. Установление нового закона махового движения занимает еще большее время, так как в силу большой инерционности и упругости лопастей конус вращения стремится сохранить свое положение в пространстве.

Следовательно, нужное направление силы устанавливается не сразу, а с некоторым (очень заметным) запаздыванием. Этому способствуют также дополнительные вихреобразования около лопастей при переформировании конуса вращения. Поэтому-то вертолет реагирует на отклонение ручки управления всегда с некоторым запаздыванием, равным 0,2-0,4 с. Особенно

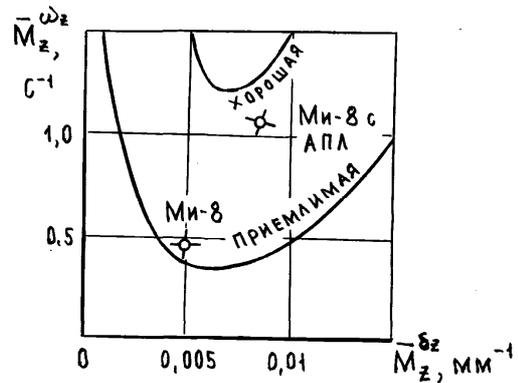


Рис. 2.22. Кривые экспертных оценок согласно летным исследованиям (продольное управление)

заметно запаздывание в управлении НВ у тяжелых вертолетов типа Ми-26 с большим диаметром несущего винта. Запаздывание в путевом управлении вертолетом обычно гораздо меньше, чем в продольном и поперечном, и практически не ощущается летчиком.

Пилотируя вертолет, летчик все время чувствует, что машина с запаздыванием "ходит за ручкой". Чтобы получить необходимую управляемость (уменьшить время переходного процесса), движения ручки

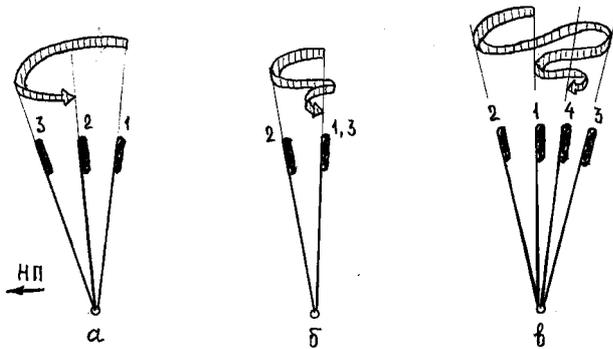


Рис. 2.23. Характер перемещения РУ при управлении вертолетом.

а – устойчивым, б – нейтральным, в – неустойчивым

должны быть двойными упреждающими. Для наклона вертолета в целях изменения его положения и движения необходимо отклонить ручку управления в нужную сторону на величину, большую, чем требуется для балансировки на новом режиме, и, не дожидаясь, пока вертолет займет необходимое положение, плавно уменьшить отклонение РУ до значения, соответствующего новому режиму балансировки (рис. 2.23, а).

Таков характер перемещения ручки при управлении вертолетом на тех режимах полета, где он устойчив. Если же вертолет не обладает устойчивостью движения, управление им значительно усложняется. Характер перемещения ручки управления при маневрировании на таком вертолете показан на рис. 2.23, в. Например, для уменьшения угла тангажа необходимо сначала отдать ручку управления от себя, а затем, не дожидаясь того момента, когда вертолет отклонится на требуемый угол, переместить ее на себя за исходное балансировочное положение на большую величину для прекращения быстро развивающегося движения вертолета. Как только вертолет прекратит вращение (поворот), ручку управления следует возвратить за исходное положение, теперь уже в новое балансировочное положение, которое соответствует меньшему значению угла тангажа. Ввиду того, что трудно рассчитать точную дачу ручки управления с учетом запаздывания и вертолет, кроме того, может легко проскочить потребное значение угла тангажа из-за статической неустойчивости по углу атаки, подобные движения РУ летчик выполняет несколькими сравнительно небольшими по ходу "ступеньками" (толчками), то есть необходима серия двойных движений, чтобы точно отклонить вертолет на требуемый угол тангажа, а затем еще и сохранить его.

ГЛАВА 3

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА

Горизонтальный полет – это прямолинейный полет вертолета на постоянной высоте.

Если при этом еще и скорость полета постоянная, то полет будет установившимся. При меняющейся скорости полет будет неустановившимся.

Горизонтальный полет является основным режимом полета при выполнении любого полетного задания. В горизонтальном полете несущий винт работает в режиме косоугольного обтекания, что позволяет ему создавать большую, чем на режимах осевого обтекания, тягу и следовательно работать на более экономичном режиме работы силовой установки.

3.1 Продольная и боковая балансировка вертолета в горизонтальном полете

Сбалансировать вертолет – это значит привести его в состояние равновесия. Сделать это летчик может лишь с помощью органов управления. А их у него три. Это ОШ, с помощью которого летчик меняет величину $T_{НВ}$. Это РУ, с помощью которой летчик меняет направление $T_{НВ}$. Это педали, с помощью которых летчик меняет $T_{РВ}$.

Используя известную методику построения схем сил и моментов, изобразим вертолет в установившемся горизонтальном полете на виде сбоку (по оси OZ_1) и виде сзади (по оси OX_1).

При этом берем следующие допущения: $\gamma = 0$, $\beta = 0$, $\varepsilon = 0$ (рис. 3.1).

Порядок построения схемы сил:

1. (\cdot) ц. м., V ;
2. OX_0 , $-OY_0$, OX_1 , $-OY_1$, ось вала, силуэт вертолета, v ;
3. OX , $-OY$, Θ ;
4. G , $X_{ВР}$, $Y_{СТ}$, $T_{РВ}$, $T_{НВ}$, конус НВ;
5. Составляющие сил в скоростной системе координат, "чистые" моменты;
6. "Плечи" сил.

Используя схему сил на виде сбоку и сзади, запишем уравнения движения, причем сразу выделим условия продольной и боковой балансировки:

$$\sum F_x = T_x - X_{вр} = 0, V = \text{const};$$

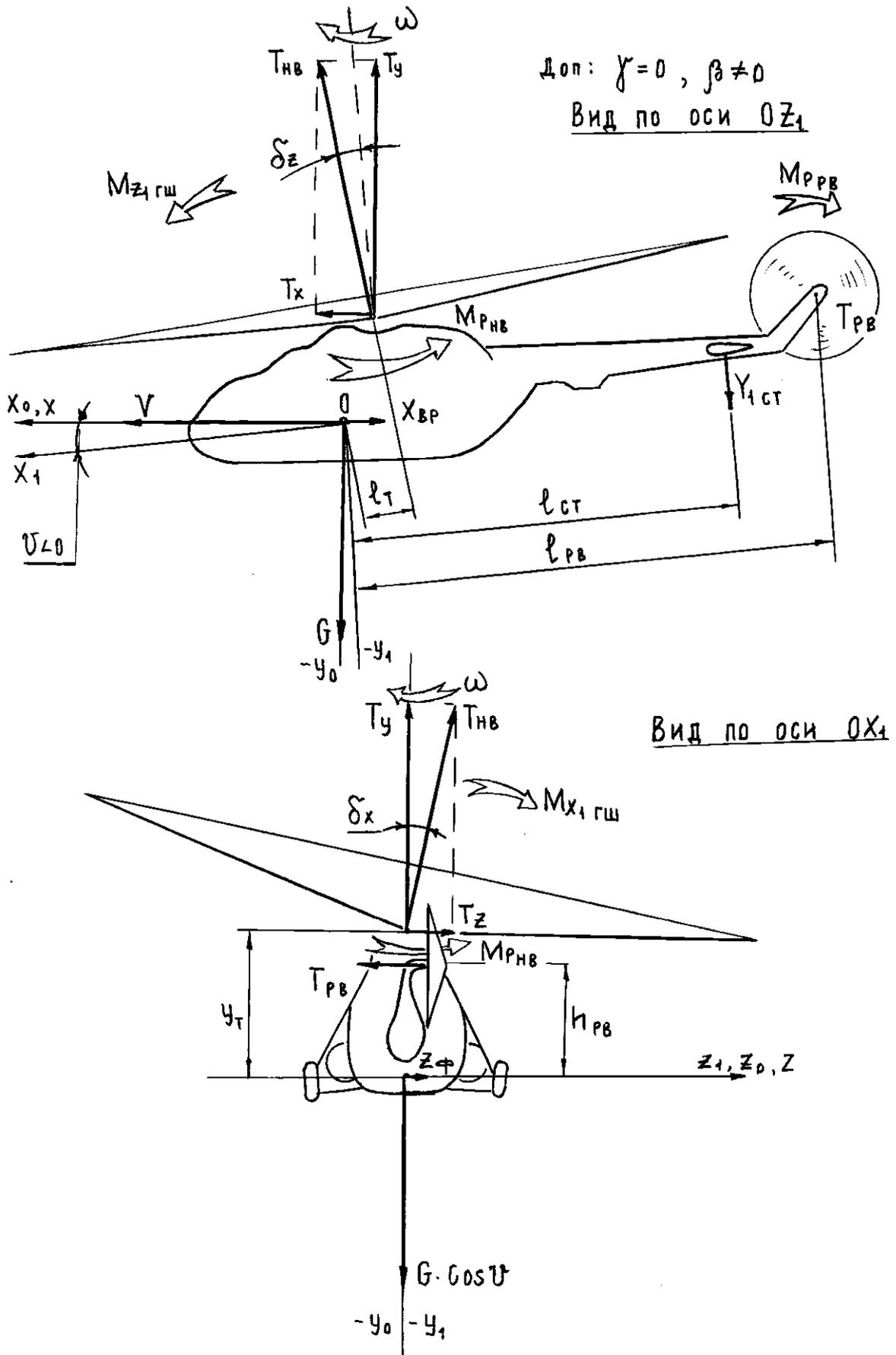


Рис.3.1. Схема сил в горизонтальном полете на виде сбоку (по оси OZ_1) и виде сзади (по оси OX_1)

$$\sum F_y = T_y - G = 0, \quad \Theta = \text{const}; \quad (3.1)$$

$$\sum M_{z1} = -T \cdot l_T + M_{ст} + M_{ррв} + M_{z1гш} = 0, \quad v = \text{const}.$$

Система (3.1) показывает условия продольной балансировки, т.е. здесь завуалированы действия летчика, которые он должен выполнить органами управления для приведения вертолета в равновесное состояние по получению постоянства V , H и v .

$$\sum F_z = T_z - T_{рв} + Z_{\phi} = 0, \quad \beta = \text{const};$$

$$\sum M_{x1} = T_z \cdot y_T - T_{рв} \cdot h_{рв} + M_{x1гш} = 0, \quad \gamma = 0; \quad (3.2)$$

$$\sum M_{y1} = M_{рнв} - T_{рв} \cdot l_{рв} = 0, \quad \psi = 0.$$

Система (3.2) показывает условия боковой балансировки, т.е. здесь спрятаны действия летчика, которые он должен предпринять органами управления для приведения вертолета в равновесное состояние с целью получения постоянных β , γ и ψ . Боковая сила Z_{ϕ} появилась из-за наличия скольжения вертолета.

Значения T_x , T_y , T_z , $T_{рв}$, l_T , $M_{x1гш}$, $M_{рнв}$, $M_{ррв}$ зависят от летчика, а именно от положения органов управления.

$X_{вр}$, $M_{ст}$ — зависят от скорости полета.

G — меняется по мере выработки топлива.

Вывод: В И.Э. приводятся балансировочные кривые, которые показывают требуемые значения отклонения органов управления:

α — отклонение кольца автомата перекоса вперед, назад;

η — отклонения кольца автомата перекоса влево, вправо;

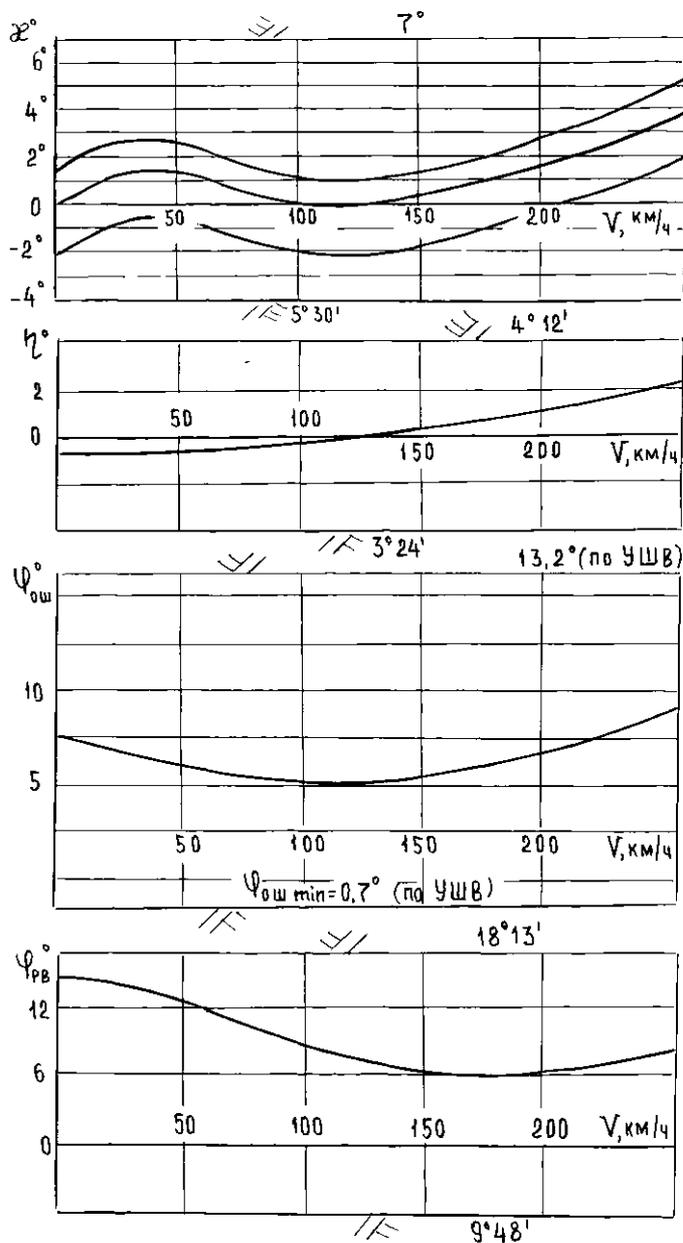


Рис. 3.2. Зависимости $\alpha = f(V)$, $\eta = f(V)$, $\phi_{нв} = f(V)$, $\phi_{рв} = f(V)$ для вертолета Ми-8

$\varphi_{\text{НВ}}$, $\varphi_{\text{РВ}}$ – шаг несущего и рулевого винтов, в зависимости от скорости горизонтального полета.

На рис. 3.2 приведены зависимости $\alpha = f(V)$, $\eta = f(V)$, $\varphi_{\text{НВ}} = f(V)$, $\varphi_{\text{РВ}} = f(V)$ для вертолета Ми-8, причем сделано это для трех значений продольной центровки вертолета. Взяв конкретные значения V и $X_{\text{Т}}$, мы можем снять значения α , η , $\varphi_{\text{НВ}}$, $\varphi_{\text{РВ}}$ и, следовательно, оценить потребные для установившегося горизонтального полета на этой скорости отклонения органов управления и их запасы.

3.2 Располагаемая и потребная тяги НВ

Под *располагаемой тягой* (T_p) подразумевают максимально возможную тягу НВ, которую он может создать на взлетном режиме работы силовой установки. От чего она зависит? Это:

- от ОШ НВ ($\varphi_{\text{НВ}}$);
- от скорости полета (V);
- от угла атаки НВ ($\alpha_{\text{Н}}$);
- от оборотов НВ.

Математически это выглядит так:

$$T_p = f(\varphi, V, \alpha_{\text{Н}}, n) \quad (3.3)$$

Для анализа зависимости $T_p = f(\varphi)$ очень подходит формула Н.Е. Жуковского со степенью 2/3.

$$T_p = (33,25 \eta_0 \xi_{\text{н}} N_e D \sqrt{\Delta})^{2/3} \quad (3.4)$$

Знаем, что φ это N_e , а из формулы 3.4 наглядно видно, что с ростом N_e растет и T_p . Зависимость $T_p = f(\varphi)$ показана на рисунке 3.3. Однако следует помнить, что возможности увеличения располагаемой тяги НВ за счет φ очень сильно зависят от эксплуатационных условий, таких как высота полета и температура окружающей среды. Математически это выглядит так:

$$T_p = f(H, t_{\text{нар.в}}) \quad (3.5)$$

Если преобразовать формулу 3.4, умножив и поделив ее правую часть на $N_{e0}^{2/3}$, то получим

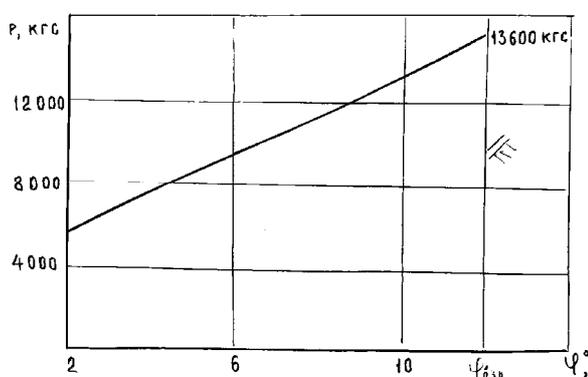


Рис. 3.3. Зависимость располагаемой тяги вертолета Ми-8 МТ от шага НВ при $V=0$, $\eta=92\%$, $\alpha_{\text{Н}}=90_0$

$$\begin{aligned}
 (33,25\eta_o\xi_m N_e \cdot \frac{N_{eo}}{N_{eo}} D\sqrt{\Delta})^{2/3} &= (33,25\eta_o\xi_m N_{eo} D\sqrt{1})^{2/3} (\sqrt{\Delta})^{2/3} \cdot \left(\frac{N_e}{N_{eo}}\right)^{2/3} = \\
 &= T_o \cdot (\sqrt{\Delta})^{2/3} \cdot \left(\frac{N_e}{N_{eo}}\right)^{2/3} \quad (3.6)
 \end{aligned}$$

Здесь:

- T_o – располагаемая тяга НВ на $H = 0$ и при температуре $t = 15^\circ\text{C}$ на висении;
- N_{eo} – это мощность силовой установки при $t = 15^\circ\text{C}$ и $H = 0$;
- Δ – это коэффициент высотности;
- N_e – это мощность снятая с высотно-климатических характеристик силовой установки.

Естественно, если изменить условия полета, то измениться и "аэродинамика НВ" $(\sqrt{\Delta})^{2/3}$ (вертолет "не летит") и возможности силовой установки по мощности $(\overline{N_e} = \frac{N_e}{N_{eo}})$ (двигатели "не тянут").

Вопрос. Как изменится T_p несущего винта вертолета Ми-24 с двигателями ТВЗ-117 (3-ей серии), если высота полета увеличилась с 0 до 1000 м. Температура наружного воздуха 15°C ? $N_e = f(H, t_{\text{нар.в.}})$ берем с рис.3.4.

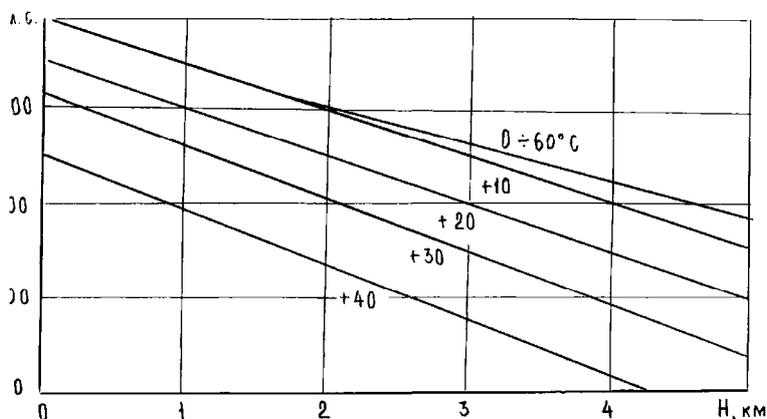


Рис. 3.4. Высотно-климатические характеристики двигателя ТВ-117 (III серии)

$$T_{H=1000\text{ м}} = T_{H=0} (\sqrt{0,907})^{2/3} \left(\frac{4000}{4400}\right)^{2/3} = T_{H=0} \cdot 0,97 \cdot 0,93 = 0,9T_{H=0}$$

Вопрос: Куда делись 10% тяги?

Ответ: $T_p \downarrow$ на 3% из-за ухудшения работы несущего винта (воздух менее плотен). $T_p \downarrow$ на 7% из-за уменьшения мощности силовой установки (компрессор не обеспечивает нужное соотношение воздуха и топлива).

В примере показано влияние на располагаемую тягу высоты полета. Аналогично можно проверить и влияние температуры или их совместное влияние.

Вывод: $T_p \downarrow \approx$ на 1% на каждые 100м при $H > H_p$;

$T_p \downarrow \approx$ на 1% на каждый градус при $t > t_p$.

Для анализа зависимости $T_p = f(V)$ воспользуемся, известной нам из раздела "Аэродинамика", формулой:

$$T_{P_{V \neq 0}} = T_{P_{V=0}} \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2\right) \quad (3.7),$$

где:

$$\mu = \frac{V}{\omega R}.$$

Проведя несложные математические выкладки доказываем, что данная аналитическая зависимость есть не что иное, как парабола:

$$\frac{T_{P_{V \neq 0}}}{T_{P_{V=0}}} = 1 + \frac{3}{2} \mu^2;$$

$$\bar{T}_p = 1 + \frac{3}{2} \mu^2;$$

$$\mu^2 = \frac{2}{3} (\bar{T}_p - 1) \text{ - парабола (рис. 3.5).}$$

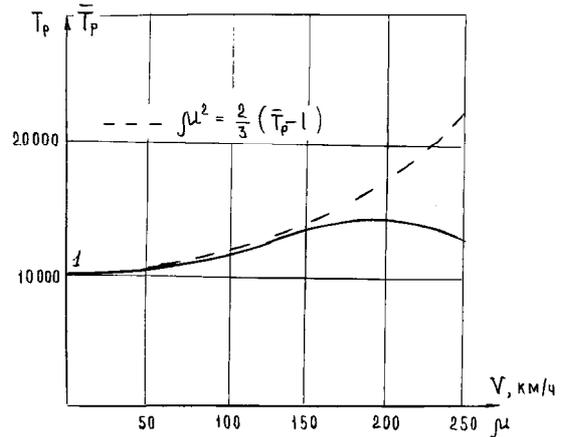


Рис. 3.5. Зависимость располагаемой тяги от скорости и полета вертолета Ми-8 $\alpha_H=0^0$, $\varphi=8^0$, $n=92\%$

Однако на больших скоростях T_p отклоняется вниз, так как часть воздуха начинает проскакивать через НВ, не взаимодействуя с лопастями. Параболичность нарушается.

Вопрос. Как изменится T_p при увеличении скорости полета от 0 до 270 км/ч?

$$270 \text{ км/ч} = 75 \text{ м/с};$$

$$\mu = \frac{75}{217} = 0,346; \quad \mu^2 = 0,12;$$

$$\frac{3}{2} \mu^2 = 0,18;$$

$$T_{p_{V=270}} = 1,18 T_{p_{V=0}}.$$

Вывод. С ростом скорости располагаемая тяга T_p растет, однако прирост тяги сильно зависит от угла атаки НВ (α_H). Особенно значителен он на положительных углах атаки несущего винта.

Для анализа зависимости $T_p = f(\alpha_n)$ воспользуемся следующими рассуждениями. Изменяя за счет РУ пространственное положение вертолета, а именно тангаж, летчик имеет возможность динамично (быстро) изменять угол атаки несущего винта (α_n), а, значит, и располагаемую тягу (рис.3.6).

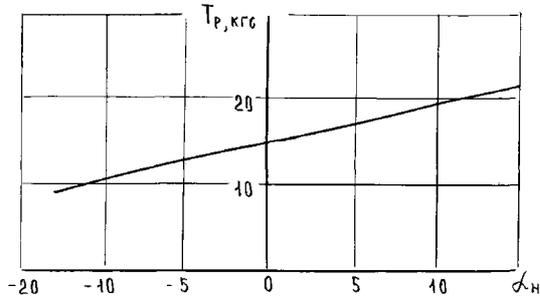


Рис. 3.6. Зависимость располагаемой тяги от угла атаки НВ вертолета Ми-8 при $\varphi=8^\circ$, $V=200$ км/ч, $n=92\%$

Что физически происходит? На примере произвольного элемента лопасти с помощью рис. 3.7 показываем, что при взятии РУ "на себя" угол атаки всех элементов, без исключения, увеличивается, что равносильно работе ОШ. Однако следует помнить, что и сопротивление вращению при этом увеличивается, и сохранить обороты удастся лишь за счет частичного эффекта авторотации, то есть за счет частичной потери скорости.

Для анализа зависимости $T_p = f(n)$ рассуждения будут следующими.

Любой заброс оборотов как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения вызовет интенсивное изменение располагаемой тяги, так как тяга T_p является $f(\omega^2)$. Это надо помнить и не допускать.

Вывод. При умеренных значениях φ и α_n на постоянной скорости полета вертолета, тяга несущего винта зависит от них практически линейно (рис.3.3, 3.6), однако при дальнейших увеличениях этих параметров при $\alpha_n > 0$ рост T_p замедляется и прекращается вследствие развития зоны срыва с лопастей. С увеличением скорости полета вертолета при постоянных значениях φ и α_n тяга НВ также сначала растет, так как увеличивается секундная масса взаимодействующего с НВ воздуха, однако на скоростях более 250 км/час она сначала стабилизируется, а потом даже уменьшается. Это объясняется двумя причинами. Первое – это то, что на больших скоростях полета винт просто не успевает «обработать» весь протекающий через него воздух. Второе – это то, что он уже не может придать этому воздуху большую индуктивную скорость отбрасывания. Количество движения и импульс силы отбрасываемой струи несущим винтом не возрастает или даже несколько уменьшается. На прирост тяги НВ в зависимости от скорости полета сильно влияет исходное значение угла атаки НВ. При больших отрицательных значениях α_n прироста тяги может и не быть. На максимальной скорости полета, когда летчик просто вынужден создавать большой отрицательный угол атаки α_n без увеличения общего шага просто не обойтись. Другие факторы не работают. Нет прироста тяги за счет скорости, нет за счет α_n , нет за счет оборотов НВ, т.к. автоматика держит их постоянными.

Под *потребной тягой* (T_{Π}) понимают то минимальное ее значение, которое позволяет вертолету выполнять горизонтальный полет на

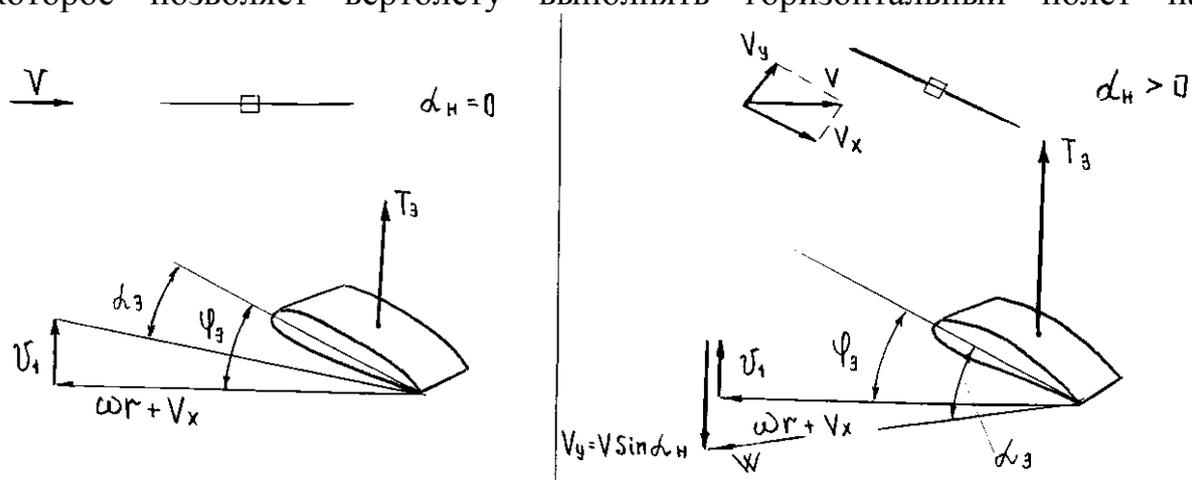


Рис. 3.7. К вопросу о влиянии угла атаки НВ на его располагаемую тягу

заданной скорости. Так как T_{Π} в проекциях на оси скоростной системы координат представляет собой диагональ параллелепипеда (рис.3.8), то аналитически она равна:

$$T_{\Pi} = \sqrt{T_y^2 + T_x^2 + T_z^2} =$$

а согласно уравнениям 3.1, 3.2

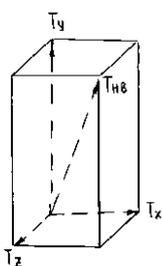


Рис. 3.8.
Потребная тяга НВ и ее проекция на скоростные оси координат

$$= \sqrt{G^2 + X_{BP}^2 + T_{PB}^2} \cong \sqrt{G^2 + X_{BP}^2} = G \sqrt{1 + \frac{X_{BP}^2}{G^2}};$$

Выполнив преобразования, покажем:

$$\left(\frac{T_{\Pi}}{G}\right)^2 = 1 + \frac{X_{BP}^2}{G^2};$$

$$\left(\frac{T_{\Pi}}{G}\right)^2 - 1 = \frac{\bar{C}_{x\phi}^2 F_{ом}^2 \rho^2 V^4}{4 G^2};$$

$$V^4 = \frac{4G^2}{\bar{C}_{x\phi}^2 F_{ом}^2 \rho^2} \left[\left(\frac{T_{\Pi}}{G}\right)^2 - 1 \right].$$

$V^4 = K(\bar{T}^2 - 1)$, а это биквадратная, то есть очень пологая парабола.

Вывод. Итак, мы показали, что T_p – это максимальная тяга НВ, которую мы можем получить, используя все свои возможности, а именно

φ , V , α_n , n . Правда при умеренном пилотировании автоматика держит обороты постоянными и располагаемая тяга является функцией трех параметров, а именно φ , V , α_n . Зафиксировав α_n , только за счет φ и V мы можем получить T_p в 1,2 ÷ 1,4 раза больше веса. С учетом всех трех факторов можем получить T_p больше веса в 2-3 раза. Но следует помнить что внешние условия ($H_{пол.}$, $t_{нар.в.}$) сильно влияют на располагаемую тягу НВ (рис. 3.9).

$T_{п}$ – это минимальная тяга, которая необходима для горизонтального полета. На малых скоростях она равна G и незначительно растет с ростом скорости. От внешних условий она практически не зависит (рис. 3.9).

P.S. Там, где кривые T_p и $T_{п}$ пересекаются, исчерпываются возможности вертолета по выполнению горизонтального полета.

Вопрос: Как зафиксировать требуемую скорость ГП? (рис. 3.9)

Ответ: Уменьшить φ , а следовательно тягу располагаемую до условий, когда она будет равна тяге потребной на этой скорости горизонтального полета.

3.3 Располагаемая и потребная мощности для горизонтального полета

Располагаемая мощность – это максимальная мощность, подводимая к НВ на взлетном режиме работы силовой установки.

$$N_P = \xi_M N_{e \text{ взл.}}$$

где:

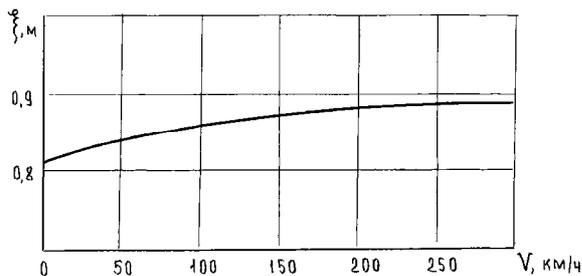


Рис. 3.10. Зависимость коэффициента механических потерь от скорости горизонтального полета (вертолет Ми-24)

ξ_M – коэффициент механических потерь, учитывающий отбор мощности на РВ, на агрегаты, на трение. Но $\xi_M = f(V)$ (рис. 3.10), в основном по причине изменения потребного шага РВ на различных скоростях полета;

$N_{e \text{ взл.}}$ – мощность силовой установки, работающей на взлетном режиме. Но $N_e = f(H, t_{нар. в.})$ (рис. 3.4).

$$\text{Итого: } N_P = \xi_M(V) \cdot N_{e \text{ взл.}}(H_{пол.}, t_{нар.в.})$$

Вопрос. Чему равна располагаемая мощность вертолета Ми-24 на скорости 150 км/ч при температуре 15⁰С на высоте 1000 м?

$$N_P(V=150 \text{ км/ч, } t = 15^{\circ}\text{C, } H = 1000 \text{ м}) = 0,86 \cdot 4000 = 3440 \text{ л.с.}$$

Потребная мощность – это лишь часть располагаемой мощности, то есть та, которая обеспечивает горизонтальный полет.

$$N_{\Pi} = \xi_m (N_e(\varphi) < N_{e \text{ в з л}}(\varphi_{\text{в з л}}))$$

Горизонтальный полет возможен лишь тогда, когда $N_p = N_{\Pi}$.

На что же тратится подводимая к НВ мощность?

1. Часть ее идет на создание тяги НВ равной весу вертолета $T=G$. Эта составляющая потребной мощности называется *индуктивной мощностью* N_i . Просто говоря, первая задача, которую должен решить НВ – это обеспечить "плавание" аппарата тяжелее воздуха в воздухе.

Тяга НВ согласно импульсной теории это реакция отброшенного вниз воздуха, а мощность, затрачиваемая на это в лошадиных силах, определяется следующим образом.

$$N_i(V=0) = \frac{G \cdot v_1}{75} = \frac{G\sqrt{G}}{75\sqrt{2\rho F}} \quad (3.6),$$

так как $T = G = 2\rho F v_1^2$, а отсюда $v_1 = \sqrt{\frac{G}{2\rho F}}$.

$$N_i(V \neq 0) = \frac{G \cdot v_1}{75} = \frac{G^2}{150\rho F V} \quad (3.7),$$

так как $T = G = 2\rho F v_1 V$, а отсюда $v_1 = \frac{G}{2\rho F V}$

Зависимость $N_i = f(V)$ показана на рис. 3.11. Это практически экспонента, то есть обратно пропорциональная зависимость от скорости полета, несколько измененная на малых скоростях полета, так как здесь она определяется по иной аналитической зависимости.

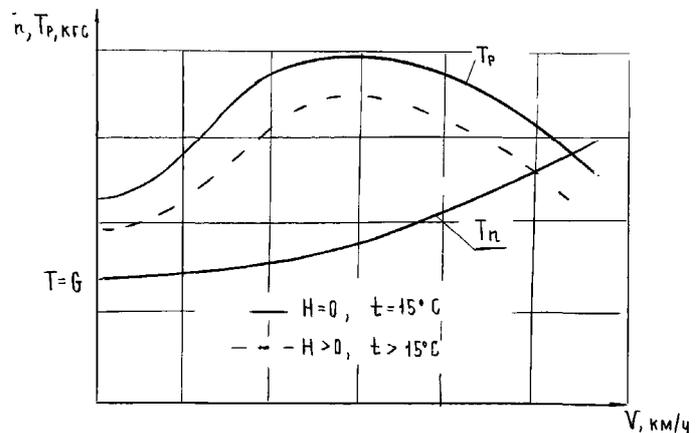


Рис. 3.9. Характер изменения потребной располагаемой тяги НВ от скорости полета

2. Часть ее идет на обеспечение оборотов НВ, то есть на преодоление профильного сопротивления, возникающего при его вращении. Лопастей НВ – это профилированные вращающиеся крылья. Следовательно, чтобы обеспечить определенную угловую скорость несущему винту необходимо отдать 25 ÷ 30% подводимой мощности. Это составляющая потребляемой мощности горизонтального полета называется *профильной мощностью* " N_{np} ". Определяется она следующим образом.

$$N_{np} = \frac{M_{np} \cdot \omega}{75} = \frac{m_{np} F_{ом} \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \cdot R \cdot \omega}{75} = \frac{1}{150} m_{np} F_{ом} \rho(\omega R)^3 \quad (3.8),$$

где:

$$m_{np} = \frac{C_x \sigma}{4} (1 + 5\mu^2) \quad (3.9).$$

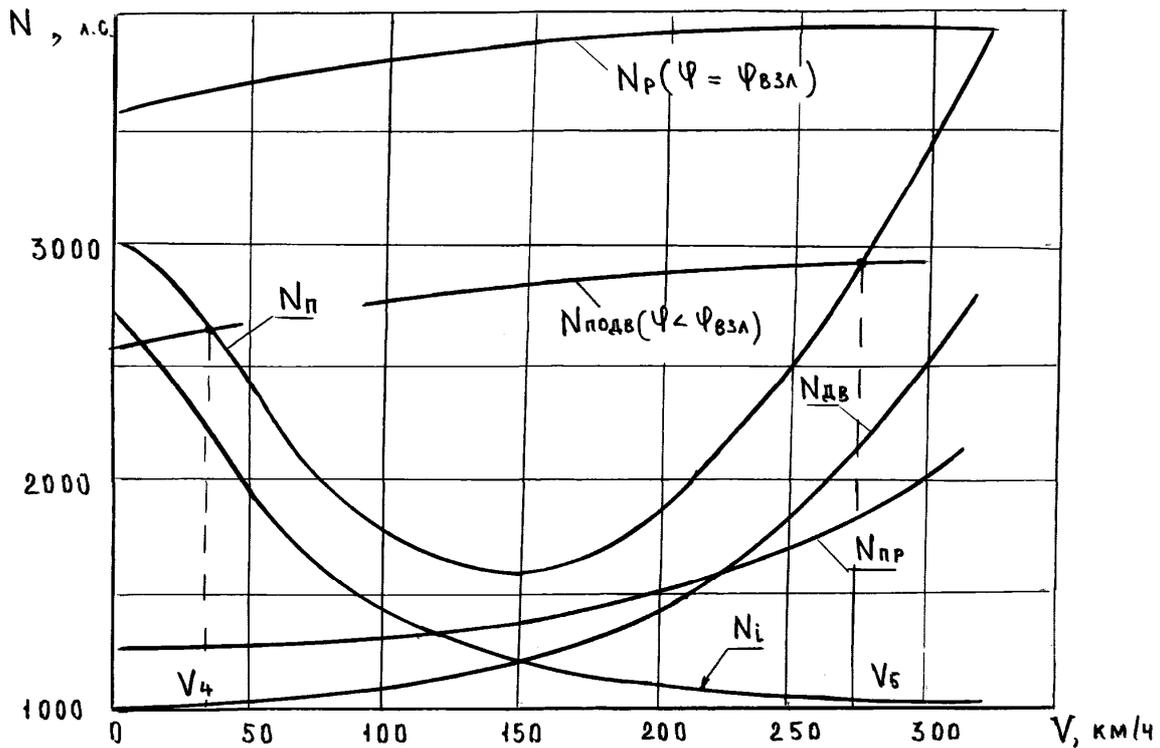


Рис. 3.11. Зависимости: $N_i, N_{np}, N_{дв} = f(V); N_{п} = f(V); N_p = f(V)$.

Зависимость $N_{np} = f(V)$ показана на рис. 3.11. Это парабола, так как $\mu = \frac{V}{\omega R}$, но парабола смещенная по оси ординат. Ведь мощность на вращении придется отдавать даже при отсутствии поступательной скорости вертолета.

3. Часть ее идет на создание тяги НВ, обеспечивающей горизонтальный полет. Ведь необходимо не только "плавать", но и перемещаться с заданной скоростью. А это можно получить лишь, отбрасывая воздух не только вниз, но и назад. Мощность, затрачиваемая на это называется *мощностью движения* " $N_{дв}$ ". Определяется из следующих рассуждений:

$$N_{ов} = \frac{X_{вп} \cdot V}{75} = \frac{\bar{C}_{xf} \cdot F_{ом} \frac{\rho V^2}{2} \cdot V}{75} = \frac{1}{150} \bar{C}_{xf} F_{ом} \rho V^3 \quad (3.10).$$

Следовательно, $N_{дв}$, это мощность, расходуемая на создание $T_x = X_{вп}$, т.е. на преодоление лобового сопротивления вертолета. Зависимость $N_{дв} = f(V)$ показана на рис. 3.11. Анализируя формулу 3.10, видим, что это будет кубическая парабола, проходящая через начало координат.

Потребная мощность, обеспечивающая горизонтальный полет, является суммой составляющих мощностей.

$$N_{п} = N_i + N_{пр} + N_{дв} \quad (3.11).$$

На рис. 3.11 показан графический метод получения потребной мощности $N_{п}$ при наличии ее составляющих. Показана зависимость $N_{п} = f(V)$. Если на этом же графике показать зависимость $N_p = f(V)$, то получаем очень богатую информацию для рассуждений:

- горизонтальный полет или вертикальный набор высоты возможен лишь там, где есть положительный избыток мощности (ΔN);
- чтобы выполнить полет на заданной скорости необходимо просто убрать излишек мощности путем дросселирования силовой установки;
- скорость, на которой $N_p = N_{п}$, является максимально достижимой скоростью горизонтального полета;
- на рис. 3.11 показано, что на $\phi < \phi_{взл}$ возможно реализовать горизонтальный полет на скоростях V_4 и V_5 .

3.4. Теоретический и эксплуатационный диапазон Н и V полета

Итак, анализируя пункт 3.3 можно сделать важный вывод. *Вертолет можно рассчитать.* Для этого существует метод мощностей проф. Н. Е. Жуковского. Он позволяет путем сравнения потребной и располагаемой мощностей сделать вывод о возможности горизонтального полета вертолета. Для этого надо лишь просчитать N_i , $N_{пр}$, $N_{дв} = f(V)$ и $N_p = f(V)$ на различных высотах полета.

$$N_{гп} = N_i + N_{пр} + N_{дв}$$

$$N_i = \frac{G^2}{150 \rho F V}, \rho = f(H)$$

$$N_{np} = \frac{1}{150} m_{np} F_{om} \rho (\omega R)^3, m_{np} = \frac{C_x \sigma}{4} (1 + 5\mu^2)$$

$$N_{\partial e} = \frac{1}{150} \bar{C}_{x\phi} F_{om} \rho V^3, \bar{C}_{x\phi} = f(\alpha_\phi)$$

$$N_p = \xi_m(V) \cdot N_{e\partial z} (MCA)$$

При выполнении курсовой работы "Аэродинамический расчет

вертолета и расчет его маневренных характеристик" вам представится возможность, используя вышеприведенные формулы, вычислить N_{Π} и N_p для заданного варианта, и вы убедитесь в их достоверности.

В техническом описании конкретного вертолета (часть I) приводятся кривые Н.Е. Жуковского для различных H полета. Так на рис. 3.12 приведены $N_{\Pi} = f(V)$ для H = 0, 1, 2, 3, 4, 5 км для вертолета Ми-24. На рис. 3.13 приведены $N_p = f(V)$ так же для разных высот полета этого же вертолета.

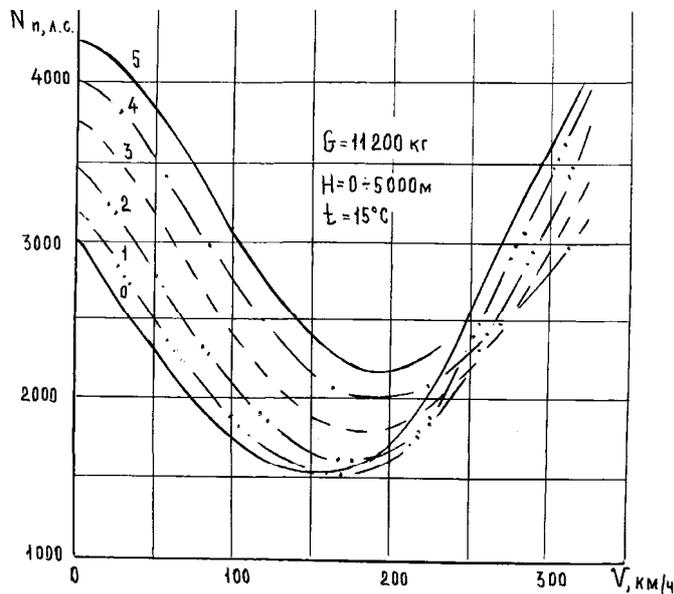


Рис. 3.12 Потребная для горизонтального полета мощность как функция H и V вертолета Ми-24

ростей и высот полета может быть получен путем наложения кривых потребных и располагаемых мощностей для одной H друг на друга (рис. 3.14). Там где $N_p \geq N_{\Pi}$ горизонтальный полет возможен. Снимая крайние значения (точки пересечения N_p и N_{Π} с рис. 3.14), получаем теоретический диапазон возможных скоростей и высот полета (рис. 3.15).

Теоретический диапазон это множество значений H и V запомнить которые невозможно. На практике берется ступенчатая

Диапазон возможных

ско

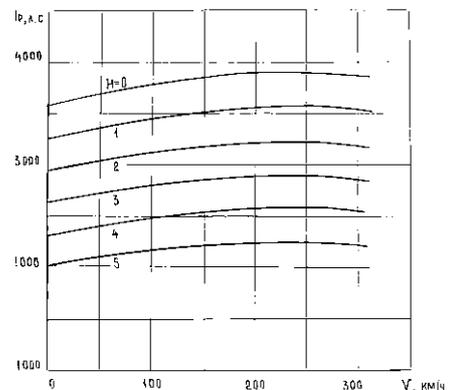


Рис. 3.13 Располагаемая мощность как функция H и V вертолета Ми-24

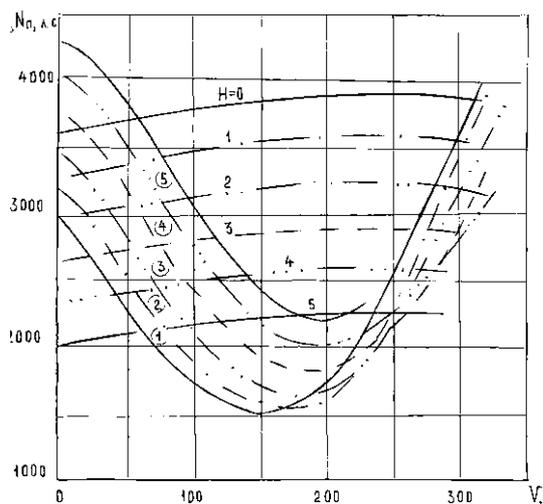


Рис. 3.14. Кривые проф. Н.Е.Жуковского по мощности вертолета Ми-24

фигура, где ограничения по V_{\min} и V_{\max} представляют из себя лишь десяток значений цифр, которые при длительной эксплуатации одного типа легко запоминаются. В таблице 3.1 показаны ограничения по минимальным и максимальным скоростям полета для вертолета Ми-24 (боевой вариант).

На рис. 3.15 практический диапазон показан графически. Как видим теоретический диапазон несколько шире практического. В чем физическая сущность ограничений?

V_{\min} у земли ограничена неустойчивыми показаниями

указателя скорости, а на $H > 3000$ м малым запасом мощности.

V_{\max} у земли, нагрузками в цепях управления и динамической прочностью лопастей, а на $H > 2000$ м срывными явлениями на отступающих лопастях.

Теперь вопрос. Какие эксплуатационные факторы будут влиять на диапазон H и V ? Ответ:

- это полетный G ;
- это температура наружного воздуха.

P.S. При $G \uparrow$ или $t_{\text{нар.в}} \uparrow$ диапазон будет вести себя как лужа на асфальте в жаркий день. Он будет "усыхать".

Можно ли как то без расчета легко учесть влияние этих факторов? Да.

К примеру. Необходимо перестроить диапазон H и V полета, имеющийся в инструкции экипажу (ИЭ) при конкретных условиях, а именно $G_{\text{пол}} = 11100$ кгс при $t_{\text{нар.в}} = 15^{\circ}\text{C}$ на условия: $G_{\text{пол}} = 10000$ кгс, $t_{\text{нар.в}} = 30^{\circ}\text{C}$.

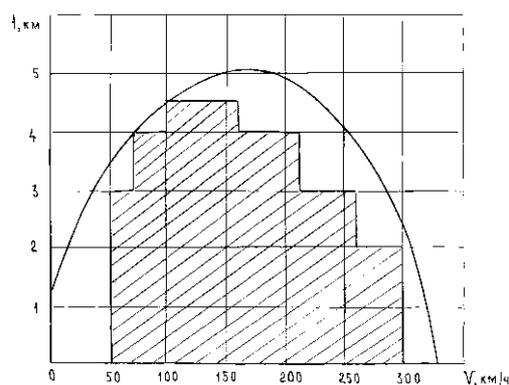


Рис. 3.15. Теоретический и практический диапазоны H и V полета вертолета Ми-24 (боевой вертолет)

Таблица 3.1

$H \backslash V$	V_{\min}	V_{\max}
0	50	320
500	50	310
1000	50	300
2000	50	270
3000	50	225

4000	70	180
4500	70	120

Порядок и ключ перестроения одной точки показан на рис. 3.16. Ключ перестроения 1→2→3→4→5→6→7. Переход от (·) 4 к (·) 5

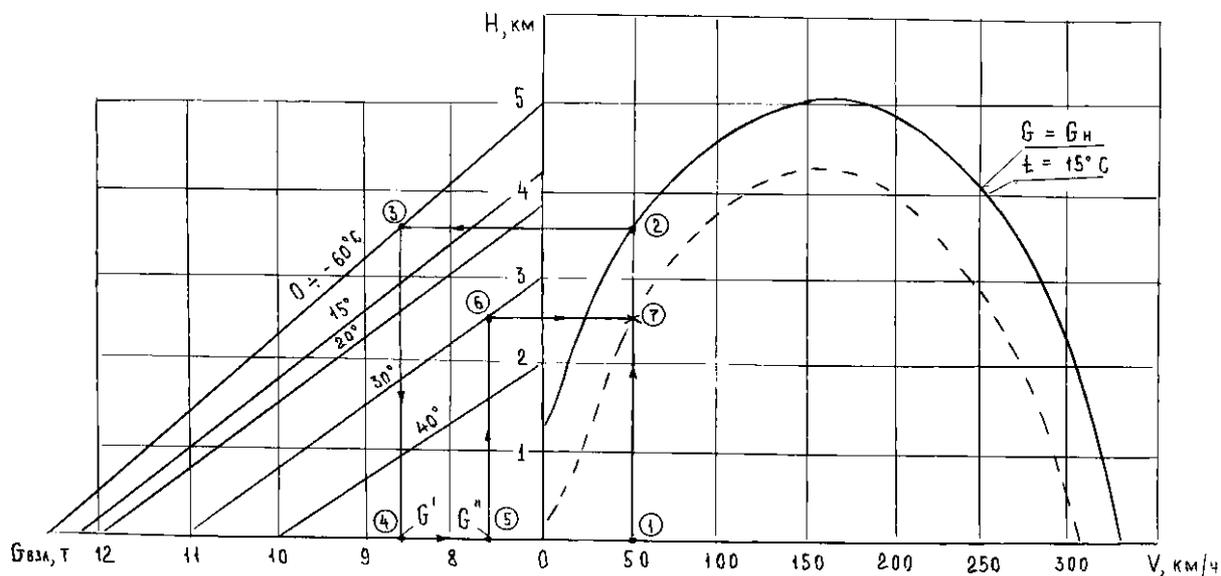


Рис. 3.16. Порядок перестроения диапазона высот и скоростей на эксплуатационные условия

осуществляется по формуле $G'' = G' \frac{G_{пол}}{G_H}$. Он учитывает влияние полетного веса. Переход от (·) 5 к (·) 6 учитывает влияние температуры.

Выполнив аналогичные перестроения для ряда других точек, получаем диапазон H и V для "своих" условий.

3.5. Горизонтальный полет с одним работающим двигателем

Два двигателя на вертолете это не чья-то "прихоть". Это требование безопасности полетов. Они подбираются по мощности так, чтобы один двигатель у земли обеспечивал горизонтальный полет и безопасную посадку.

Если посмотреть на рис. 3.11,

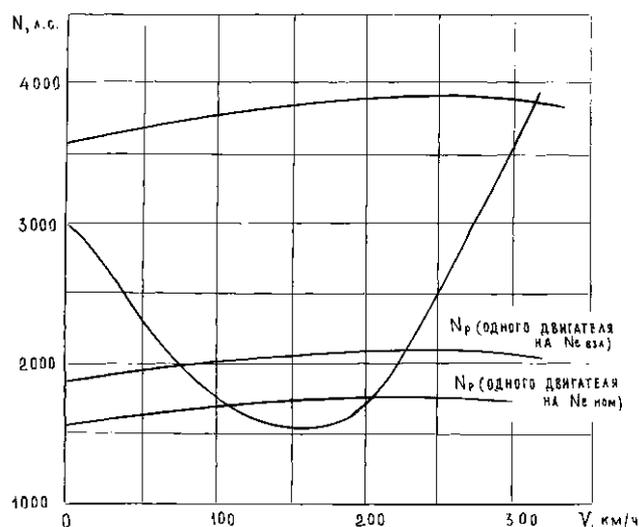


Рис. 3.17. К обоснованию возможности горизонтального полета с одним отказавшим двигателем

то $N_p(V=0) = 3600/2 = 1800 \text{ л.с.}$, $N_p(V=V_{\max}) = 3800/2 = 1900 \text{ л.с.}$ Можем провести $N_p(\text{1 двигателя}) = f(\xi_m N_e)$.

Видим, что горизонтальный полет возможен в диапазоне от 90 до 200 км/ч при работе исправного двигателя на взлетном режиме (см. рис. 3.17). Если перейти на номинальный режим, то $N_{p,\text{ср}} = 1850 \cdot 0,9 = 1665$. Диапазон сузится и полет станет возможным лишь в районе $V=150$ км/ч. Правда ситуация может измениться в лучшую сторону, если вертолет будет либо недогружен, либо если отказ двигателя произошел зимой.

ГЛАВА 4

НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

4.1. Балансировка вертолета в установившемся наборе высоты по наклонной траектории

Для выполнения вертикального набора высоты необходим избыток мощности, который полностью исчерпывается при достижении статического потолка вертолета. Чтобы продолжить набор высоты необходимо перевести вертолет в поступательный полет. Из кривых Н.Е.Жуковского видно, что с увеличением скорости до $V_{эк}$ избыток мощности возрастает и может быть использован для дальнейшего набора высоты. Подъем по наклонной траектории является основным видом набора высоты как с энергетической точки зрения, так и в смысле простоты его выполнения.

На рис. 4.1 показана схема сил и моментов, действующих на вертолет на виде сбоку (по оси OZ_1) и виде сзади (по оси OX_1) при наборе высоты по наклонной траектории. На этом режиме угол наклона траектории меньше 90° но больше 0° . Методика построения та же. Однако есть свои нюансы. На виде сзади мы будем видеть не T_y а T_{y1} , т.е. проекцию тяги на вал НВ и ее значение будет равно $T_{y1} = T \cos \delta_z \cdot \cos \delta_x$, ну а $T_{z1} = T_z = T \cos \delta_z \cdot \sin \delta_x$.

Сбалансировать, это значит привести вертолет в состояние равновесия органами управления. Что нарушилось, в чем особенность балансировки вертолета, в наборе по сравнению с горизонтальным полетом – это нам и следует выяснить.

Приведенная на рис. 4.1. схема сил соответствует установившемуся набору, т.е. сумма сил и моментов, действующих на вертолет равна 0. Пользуясь схемой сил, запишем уравнения движения. Условия продольной балансировки запишутся так:

$$\sum F_x = T_x - X_{вп} - G \sin \theta = 0, V = \text{const};$$

$$\sum F_y = T_y - G \cos \theta = 0, \theta = \text{const}; \quad (11.1)$$

$$\sum M_{x1} = -T_{нв} \cdot l_T + Y_{1cm} l_{cm} + M_{ррв} + M_{z1гш} = 0, v = \text{const}.$$

Условия боковой балансировки так:

$$\sum F_z = T_z - T_{рв} + Z_\phi = 0, \beta = \text{const};$$

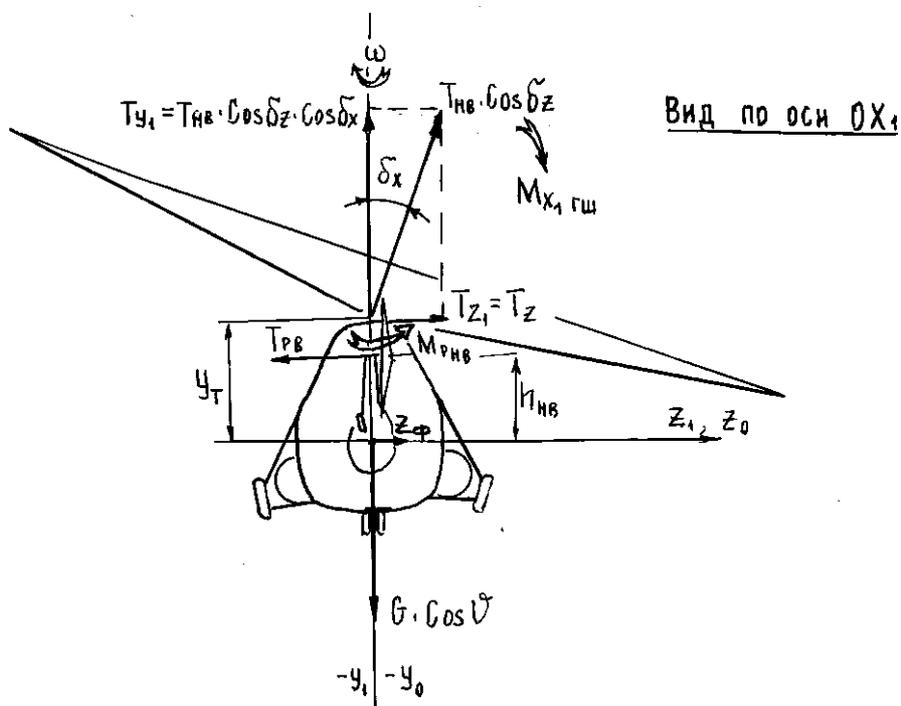
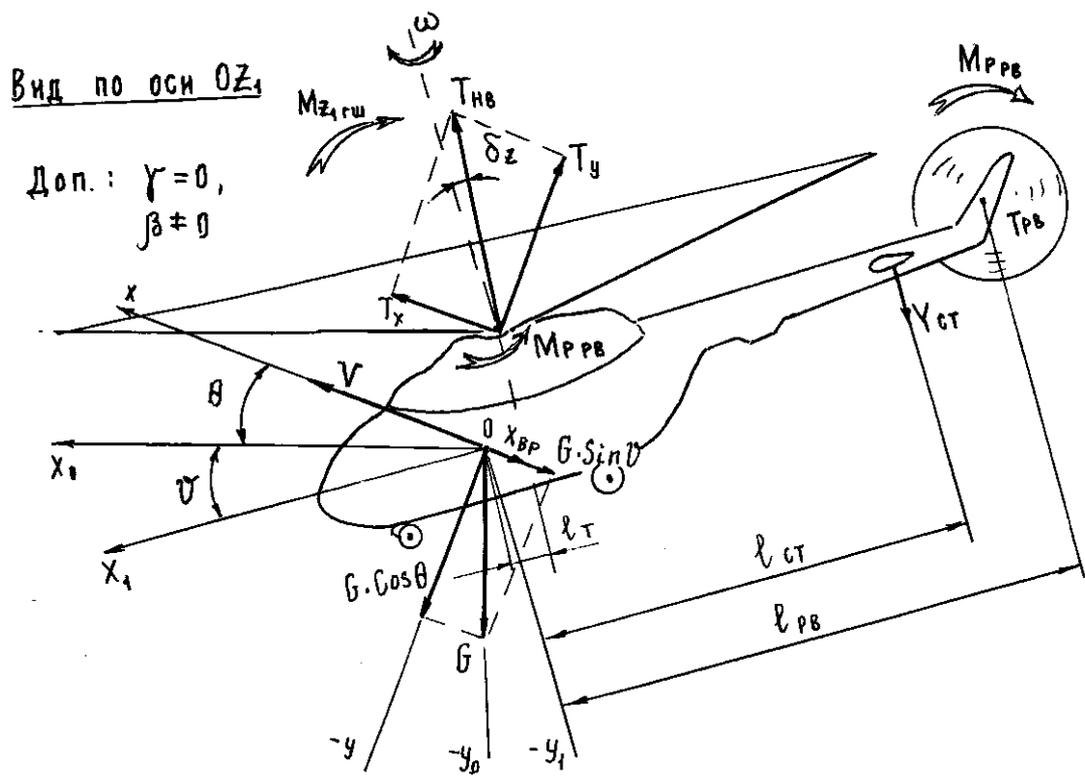


Рис. 4.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при наборе высоты при наклонной траектории

$$\sum M_{x1} = T_z \cdot y_T + M_{x1гш} - T_{PB} \cdot h_{PB} = 0, \gamma = \text{const}; \quad (11.2)$$

$$\sum M_{y1} = M_{pнв} - T_p \cdot l_{pв} = 0, \psi = \text{const.}$$

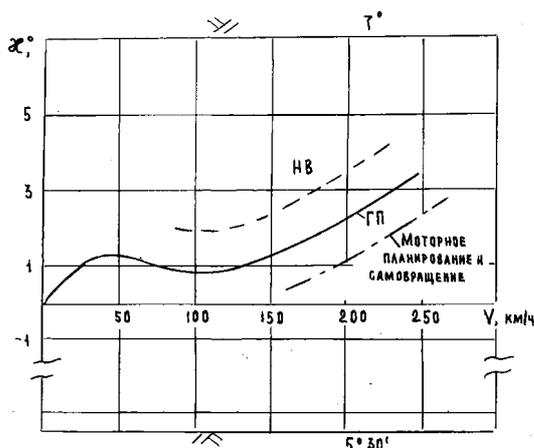


Рис.4.2. Потребные отклонения РУ в продольном канале для набора высоты вертолета Ми-8

Что же нарушилось по сравнению с горизонтальным полетом?

В уравнениях появились составляющие веса в скоростной системе координат. Поэтому потребуется:

- большее отклонение РУ "от себя", т.к. парировать надо не только $X_{вр}$, но и составляющую веса $G \sin \theta$ (рис. 4.2). Дополнительное отклонение РУ $\Delta \alpha$ тем больше, чем больше угол θ ;
- дополнительное отклонение РУ "вправо" при переходе в набор высоты. Правда оно будет незначительным. Это связано с тем, что реализуемые на вертолете V_y

небольшие (рис. 4.3);

- увеличение ОШ для создания положительного избытка мощности (ΔN) и как следствие получения вертикальной скорости (рис. 4.4)

$$V_y = \frac{75 \Delta N}{G} \quad (4.3);$$

- большее значение правой педали, т.е. увеличения $\varphi_{pв}$ (рис. 4.5).

Вывод. Длительный набор высоты потребует увеличения ОШ, дачи правой педали и для сохранения скорости дополнительного отклонения РУ вперед. Отклонение РУ "вправо" незначительно.

P.S. Следует помнить, что при наборе высоты по наклонной траектории вертолет балансируется так же, как и в горизонтальном полете либо с креном (до $2,5^0$), либо с левым скольжением до $(6-8^0)$.

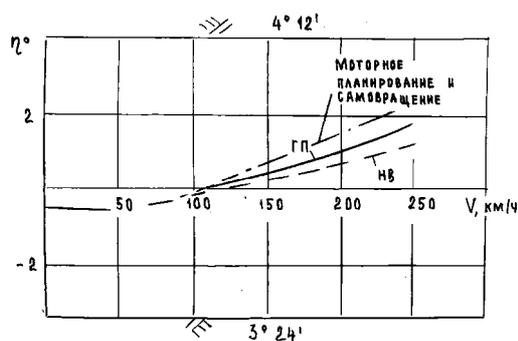


Рис.4.3. Потребные отклонения РУ в конечном плане для набора высоты вертолета Ми-8

4.2. Тяга, потребная для набора высоты по наклонной траектории

Тяга НВ это диагональ параллелепипеда. Находится по формуле:

$$T_{нв} = \sqrt{T_y^2 + T_x^2 + T_z^2}$$

При наборе высоты из уравнений 4.1 и 4.2 видим, что:

$$T_y = G \cos \theta;$$

$$T_x = X_{вр} + G \sin \theta;$$

$$T_z = T_{рв}.$$

Тогда:

$$\begin{aligned} T_{нв} &= \sqrt{(G \cos \theta)^2 + (X_{вр} + G \sin \theta)^2 + T_{рв}^2} \cong \sqrt{G^2 \cos^2 \theta + X_{вр}^2 + 2GX_{вр} \sin \theta + G^2 \sin^2 \theta} = \\ &= \sqrt{G^2 + X_{вр}^2 + 2GX_{вр} \sin \theta} = \sqrt{T_{гп}^2 + 2GX_{вр} \cdot \sin \theta}; \end{aligned}$$

$$\Delta T^2 = T_{нв}^2 - T_{гп}^2;$$

$$\Delta T^2 = 2GX_{вр} \sin \theta;$$

$$\Delta T = \sqrt{2GX_{вр} \sin \theta}.$$

Вывод. Потребная тяга при наборе высоты больше, чем в горизонтальном полете на величину

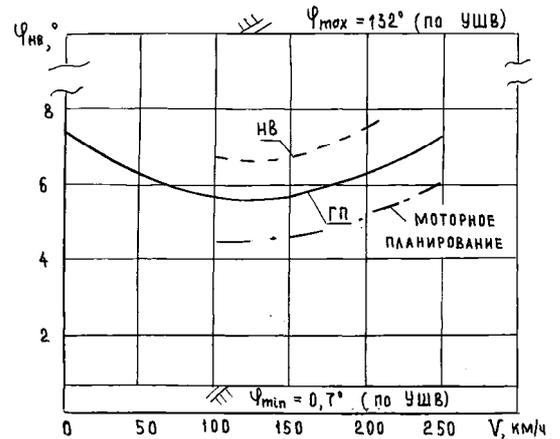


Рис. 4.4. Потребное значение ОШ при наборе высоты для вертолета Ми-8

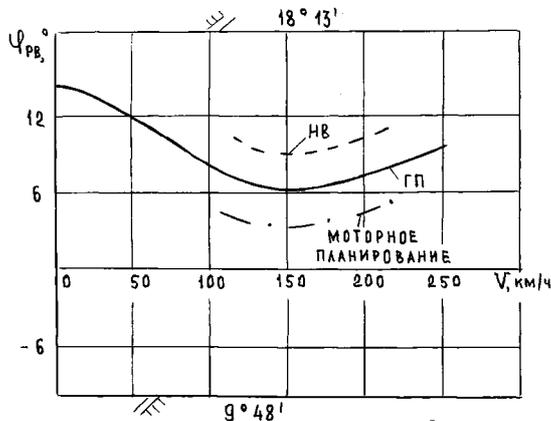


Рис. 4.5. Потребное значение шага РВ при наборе высоты по наклонной траектории вертолета Ми-8

$$\Delta T = \sqrt{2GX_{вр} \sin \theta} \quad (4.4)$$

Вопрос. На сколько увеличится потребная тяга вертолета Ми-8, выполняющего набор высоты на скорости 150 км/ч с углом $\Theta = 15^\circ$ у земли?

$V = 150$ км/ч, $\theta = 15^\circ$, $G = 11200$ кгс, $H = 0$, $\Delta T = ?$

$$\Delta T = \sqrt{2GX_{вр} \sin \theta}.$$

$$X_{вр} = \bar{C}_{x\phi} \cdot F_{ом} \frac{\rho V^2}{2}$$

$$\bar{C}_{x\phi}(\alpha_\phi) = 0,0095 \quad (\text{рис. 4.6})$$

$$\alpha_\phi = -(\nu + \Theta) = -(1 + 15) = -16^\circ$$

$$\nu (V = 150 \text{ км/ч}) = 1^\circ \quad (\text{рис. 4.7})$$

$$X_{вр} = 0,0095 \cdot 356 \cdot 0,125 \cdot (150/3,6)^2/2 = 367 \text{ кгс}$$

$$\Delta T = \sqrt{2 \cdot 11200 \cdot 367 \cdot 0,26} = 1462 \text{ кгс}.$$

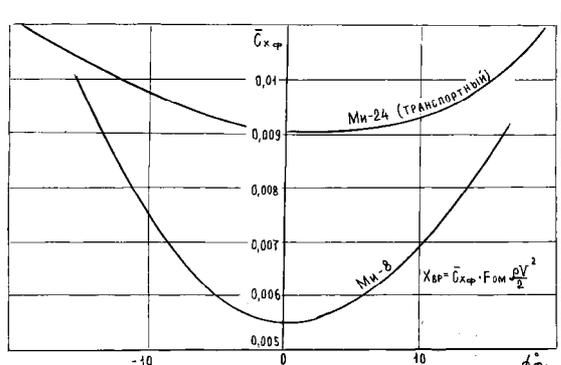


Рис. 4.6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа от его угла атаки

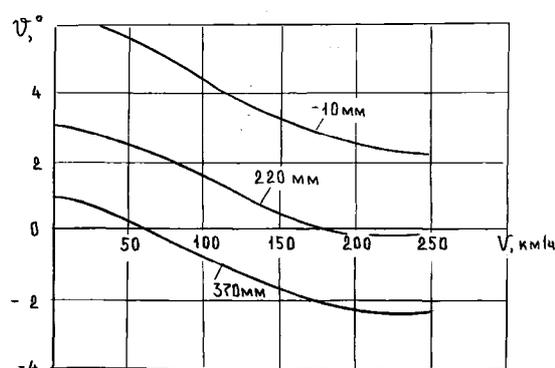


Рис. 4.7. Зависимость балансировочного угла тангажа вертолета Ми-8 от φ и X_с

4.3 Мощность потребная для набора высоты по наклонной траектории

Для создания V_y необходим избыток мощности

$$V_y = \frac{75\Delta N}{G}$$

Чем больше ΔN , тем больше V_y . Но каким избытком мощности мы располагаем? Вернемся к кривым Н.Е. Жуковского для вертолета Ми-24. Скажем на нулевой высоте (рис. 4.8).

$$V = 0 \text{ км/ч}, V_y = \frac{75 \cdot (3600 - 3000)}{11200} = 3,4 \text{ м/с}$$

$$V = 50, V_y = \frac{75(3700 - 2300)}{11200} = 8,2 \text{ м/с}$$

$$V = 100, V_y = \frac{75(3800 - 1700)}{11200} = 14 \text{ м/с}$$

$$V = 150, V_y = \frac{75(3800 - 1600)}{11200} = 15,4 \text{ м/с}$$

.....

$$V = 320, V_y = \frac{75 \cdot 0}{11200} = 0$$

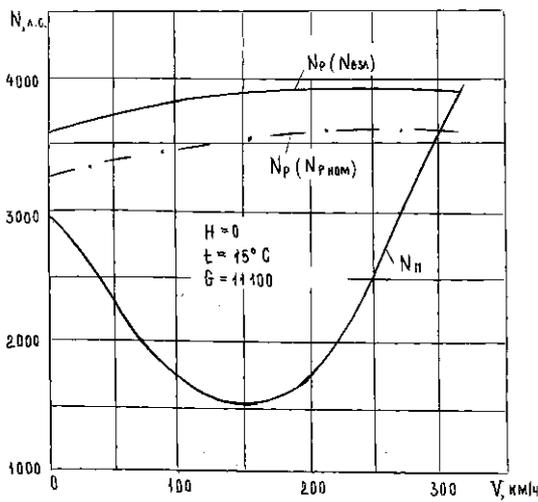


Рис. 4.8. Зависимость N_n и N_p от скорости полета вертолета Ми-24 на взлетном и номинальном режиме работы с установки

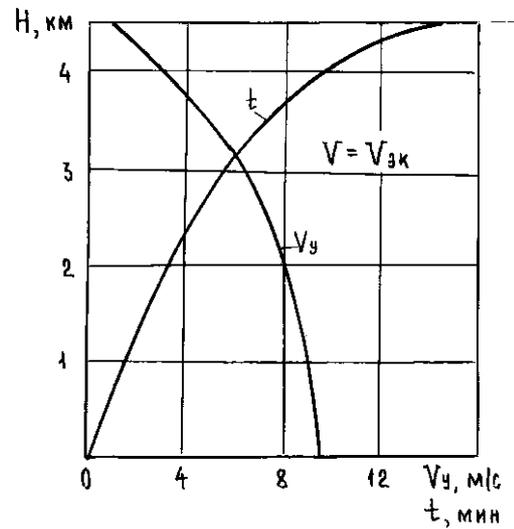


Рис. 4.9. Скороподъемность и барограмма набора высоты вертолета Ми-24 с $G_{\text{пол}} = 11100$ кгс на номинальном режиме работы с установки

Но это на взлетном режиме. На номинальном, избытки мощности будут значительно меньше, меньше будут и реализуемые V_y (рис. 4.8). С изменением высоты полета избытки мощности будут уменьшаться (на всех скоростях полета). Естественно будут уменьшаться и V_y .

На рис. 4.9 показан характер изменения V_y при наборе высоты на экономической скорости на номинальном режиме работы силовой установки вертолета Ми-24. Набор высоты прекратится на динамическом практическом потолке для этих условий.

Осредняя V_y на каком-то отрезке высоты ΔH , находим $\Delta t = \frac{\Delta H}{V_{\text{уср}}}$ и

строим барограмму набора, то есть кривую определяющую время набора той или иной высоты (рис. 4.9).

4.4. Балансировка вертолета при установившемся снижении по наклонной траектории

Снижение вертолета по наклонной траектории является основным режимом для уменьшения H полета, как с энергетической точки зрения, так и в смысле простоты исполнения. В этом случае вертикальные скорости снижения по сравнению с режимом снижения по вертикали при одном и том же значении $\varphi_{\text{ош}}$ будут значительно меньше из-за меньшего недостатка мощности. Для выявления особенностей балансировки вертолета на этом режиме нам также необходима схема сил при установившемся снижении, уравнения движения. Их анализ и позволит нам выявить особенности пилотирования вертолета на этом режиме. На рис. 4.10 показаны схемы сил на виде сбоку и виде сзади. Построение выполнено по вышеприведенной методике.

Условия продольной балансировки следующие:

$$\begin{aligned}\sum F_x &= -T_x - X_{\text{вп}} + G \sin \theta = 0, V = \text{const} \\ \sum F_y &= T_y - G \cos \theta = 0, \theta = \text{const}\end{aligned}\quad (4.5)$$

$$\sum M_{z1} = -T_{\text{нв}} \cdot l_{\text{T}} + Y_{1\text{ст}} l_{\text{ст}} + M_{\text{ррв}} - M_{z1\text{гш}} = 0, v = \text{const}$$

Условия боковой балансировки следующие:

$$\begin{aligned}\sum F_z &= T_z - T_{\text{рв}} + Z_{\text{ф}} = 0, \beta = \text{const} \\ \sum M_{x1} &= T_z \cdot y_{\text{T}} + M_{x1\text{гш}} - T_{\text{рв}} \cdot h_{\text{рв}} = 0, \gamma = \text{const} \\ \sum M_{y1} &= M_{\text{рнв}} - T_{\text{рв}} \cdot l_{\text{рв}} = 0, \psi = \text{const}\end{aligned}\quad (4.6)$$

Особенность балансировки вертолета на моторном планировании заключается в следующем:

- вначале летчик изменением $\varphi_{\text{ош}}$ подбирает режим работы силовой установки, обеспечивающий требуемую V_y , тем самым устанавливает угол снижения θ ;

- появившуюся разбалансировку вертолета летчик устраняет дачей левой педали и отклонением РУ на "себя" и "влево".

На рис. 4.4 и 4.5 показано, что для снижения вертолета необходимо уменьшить ОШ НВ и дать левую педаль, причем не важно на какой скорости вы хотите перевести вертолет в планирование.

На рис. 4.2 показано, что РУ должна быть взята "на себя". Это хорошо видно из уравнения 1. системы 4.5.

его нужно парировать отклонением РУ "влево".

4.5 Тяга потребная для снижения вертолета по наклонной траектории

Для снижения необходимо создать "дефицит" тяги НВ. Вывод аналогичен как для набора высоты по наклонной траектории.

$$T_{\text{Псниж}} = \sqrt{T_y^2 + T_x^2 + T_z^2}$$

Из уравнений систем 4.5 – 4.6 находим:

$$T_y = G \cos \theta;$$

$$T_x = X_{\text{вр}} - G \sin \theta;$$

$$T_z \cong T_{\text{рв}}.$$

$$\begin{aligned} T_{\text{Псниж}} &\cong \sqrt{(G \cos \theta)^2 + (X_{\text{вр}} - G \sin \theta)^2} = \sqrt{G^2 \cos^2 \theta + X_{\text{вр}}^2 - 2X_{\text{вр}} G \sin \theta + G^2 \sin^2 \theta} \\ &= \sqrt{G^2 + X_{\text{вр}}^2 - 2X_{\text{вр}} G \sin \theta} = \sqrt{T_{\text{ГП}}^2 - 2X_{\text{вр}} G \sin \theta} \end{aligned}$$

$$T_{\text{Псниж}}^2 - T_{\text{ГП}}^2 = -2X_{\text{вр}} G \sin \theta$$

$$\Delta T = -\sqrt{2X_{\text{вр}} G \sin \theta} \quad (4.7).$$

4.6 Мощность, потребная для снижения вертолета по наклонной траектории

Для снижения необходимо обязательно создать "дефицит" мощности

$$(-\Delta N), \text{ чтобы получить } -V_y = \frac{75(-\Delta N)}{G}$$

На рис. 4.11 показана потребная для ГП мощность у земли при $t = 15^0\text{С}$ для вертолета Ми-24. Возьмем крайний случай, двигатели отказали. Естественно, что мощность располагаемая станет равной 0, т.е. это ось абсцисс.

Снимаем с рис. 4.11 избытки мощности на $V = 0, 50, 100, 150$ и т.д. км/ч. $\Delta N = N_p - N_{\text{п}} = -N_{\text{п}}$. Тогда, при:

$$V = 50, V_y = \frac{75 \cdot (-2300)}{11200} = -16 \text{ м/с};$$

$$V = 100, V_y = \frac{75 \cdot (-1700)}{11200} = -11 \text{ м/с};$$

$$V = 150, V_y = \frac{75 \cdot (-1600)}{11200} = -10,7 \text{ м/с};$$

.....

$$V=320, V_y=-26 \text{ м/с.}$$

На рис. 4.11 показали $V_y=f(V_{\text{ист}})$ в случае отказа 2-х двигателей. Видим, что минимальные значение V_y получаются на скоростях в районе 100 – 150 км/ч. Хорошо. Ну, а если отказал 1 двигатель? Тогда $N_p = 1800$ л.с. на висении и 1900 л.с. на V_{max} . То есть в среднем $N_p=1850$ л.с. Сравниваем N_p с $N_{\text{гп}}$ видим, что теперь есть скорости где $\Delta N < 0$, а есть скорости где $\Delta N > 0$. Кривая $V_y=f(V_{\text{ист}})$ сместиться вверх и выявится диапазон скоростей, где полет возможен и при наличии лишь одного исправного двигателя.

Ну а если двигатели исправны, то летчик лишь дросселирует их, добываясь нужной скорости снижения на конкретной скорости планирования.

Вывод: За счет ОШ летчик может создать нужный ему "дефицит" мощности для получения требуемой V_y снижения.

P.S. Следует помнить, что при планировании по наклонной траектории ограничения по срыву наступают раньше из-за больших углов атаки НВ.

Так для вертолета Ми-8 на моторном планировании,

Н, м	$V_{\text{min}} \div V_{\text{max}}$, км/ч
0 ÷ 2000	60 – 200
2000 - 3000	60 – 150
3000	100 - 120
На самовращении	
0 - 2000	80 ÷ 200
> 2000	100 ÷ 120

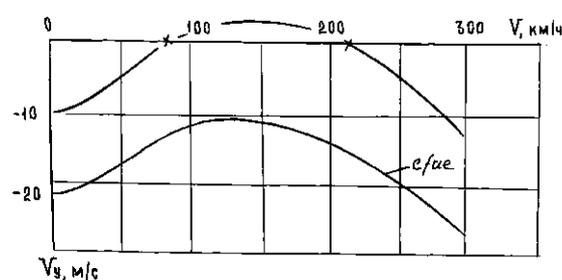
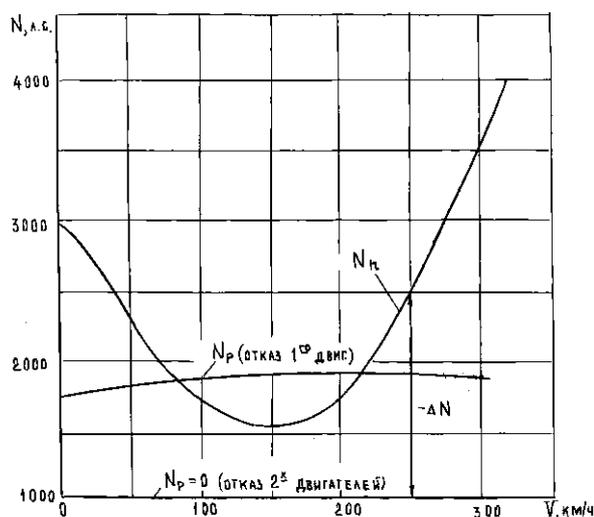


Рис. 4.11. К пояснению возможностей вертолета Ми-24 в случае отказа 1 или 2-х двигателей

ГЛАВА 5

РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Основное отличие вертолета от других летательных аппаратов (за исключением СВВП) заключается в возможности выполнения вертикальных режимов полета: висения, вертикального набора и вертикального снижения с выдерживанием места относительно земли. По технике пилотирования эти режимы являются наиболее сложными для

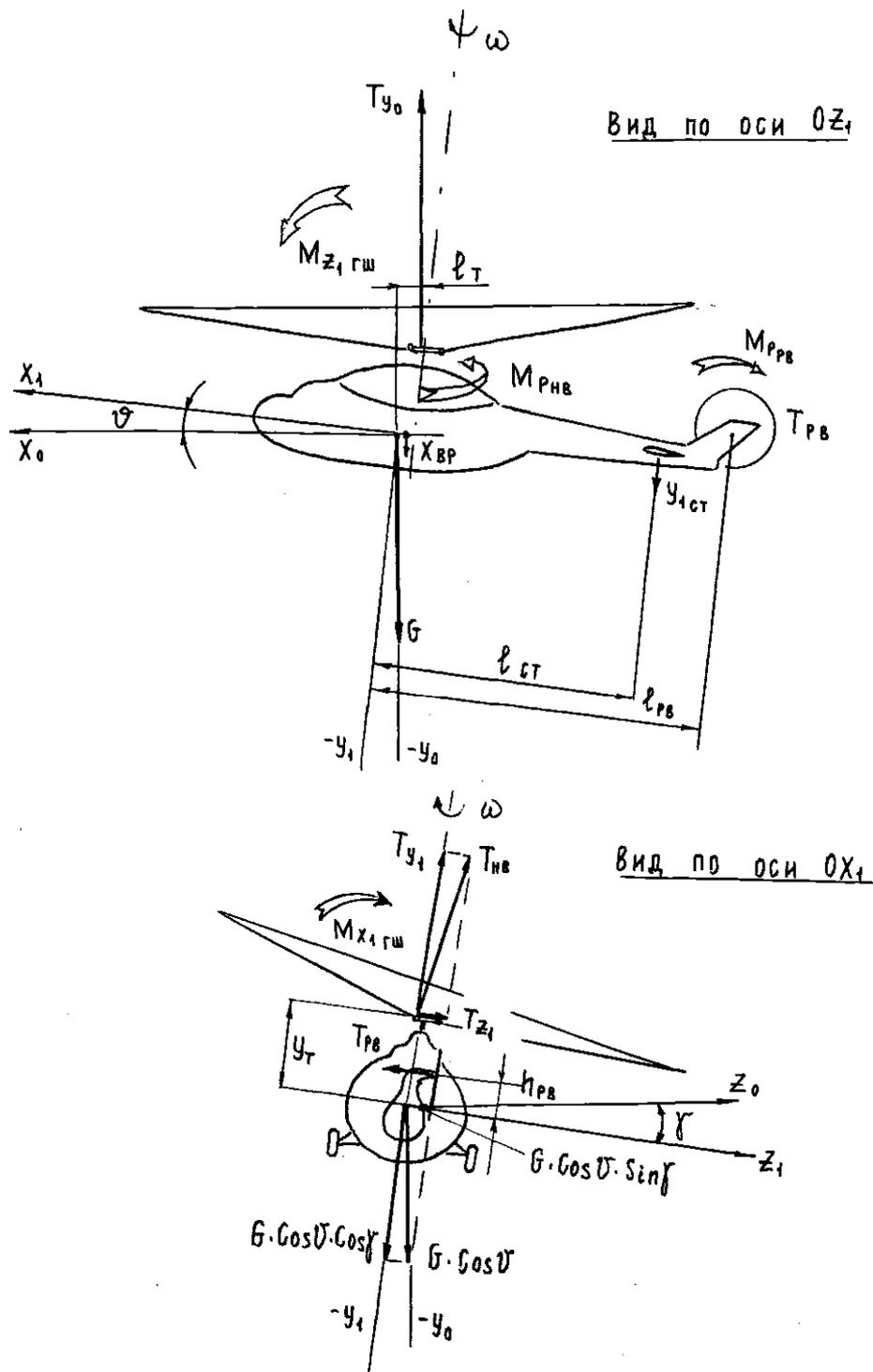


Рис. 5.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет, на режиме висения

летчика, требуют повышенного внимания и физического напряжения. Это балансирование даже не на канате, а на острие иглы. Ведь 6 степеней свободы присущие массивному телу как были, так и остались.

5.1 Балансировка вертолета на режиме висения

Подход к рассмотрению данного вопроса аналогичен нашим предыдущим рассуждениям. Сначала необходимо изобразить схему сил на режиме висения (вид сбоку, вид сзади). Это позволит нам записать уравнения движения. Далее, анализируя уравнения, получим необходимые отклонения органов управления для получения равновесного состояния. Методика построения схем сил та же (рис. 5.1).

Вертолет балансируется на режиме висения с положительным углом тангажа независимо от значения продольной центровки. Это происходит из-за наличия заклинения вала НВ вперед практически у всех отечественных вертолетов. На вертолете Ми-8 этот угол равен $4^{\circ} 30'$.

В поперечном отношении вертолет обязательно на висении имеет правый крен, ввиду разноса втулок НВ и РВ по вертикали и наличия $M_{x1гш}$. Правый крен вертолета Ми-8 на висении будет в пределах $2 \div 2,5^{\circ}$.

Условия продольной балансировки:

$$\sum F_{x0} = 0, V = 0;$$

$$\sum F_{y0} = T_{y0} - G - X_{в0} = 0, V_y = 0; \quad (5.1)$$

$$\sum M_{z1} = -T_{y0} l_T + Y_{1ст} \cdot l_{ст} + M_{ррв} - M_{z1гш} = 0, v = \text{const.}$$

Условия боковой балансировки:

$$\sum F_{z1} = T_{z1} + G \cos v \cdot \sin \gamma - T_{рв} = 0, \beta = 0;$$

$$\sum M_{x1} = T_{z1} \cdot y_T + M_{x1гш} - T_{рв} h_{рв} = 0, \gamma = \text{const}; \quad (5.2)$$

$$\sum M_{y1} = M_{рнв} - T_{рв} \cdot l_{рв} = 0, \psi = \text{const.}$$

Для выполнения режима висения необходимо:

- увеличить ОШ и получить $T_{y0} = G + X_{в0}$ (уравнение 2, системы 5.1);
- отклонить правую педаль, чтобы не допустить вращения вертолета. $M_{рнв} = T_{рв} l_{рв}$ (уравнение 3, системы 5.2);
- отклонить РУ на "себя", чтобы не допустить смещения вертолета вперед и тем самым устранить влияние заклинения вала и влияние

передней центровки на его пространственное положение (уравнение 1, системы 5.1);

- отклонить РУ "вправо", чтобы не допустить смещения вертолета влево под действиям $T_{рв}$ (уравнение 1, системы 5.2).

P.S. Но добившись равенства боковых сил (уравнение 1, системы 5.2) мы вынуждены мириться с появившимся небольшим правым креном из-за разницы в высотах втулок НВ и РВ и наличия $M_{x1гш}$ (уравнение 2, системы 5.2). «Разнос» втулок НВ и РВ на вертолете Ми-8 равен 60 см.

Итак, мы задействовали все органы управления и дозировано, отклоняя их, добились равновесия, то есть сбалансировали вертолет. Так как штилевые условия достаточно редки, а вертолет взлетает обычно против ветра, то режим висения, предшествующий взлету чаще всего является горизонтальным полетом с малой поступательной скоростью и следовательно все рассуждения приведенные в главе 3 справедливы.

5.2. Тяга и мощность на режиме висения

Потребная тяга на режиме висения.

$$T_n = \sqrt{T_{y0}^2 + T_{z0}^2} = \sqrt{G^2 + T_{рв}^2} \cong G$$

Тяга рулевого винта более чем на порядок меньше тяги НВ. Так при $G = 12000$ кг, $T_{рв} \cong 800$ кг. Естественно что подставляя эти значения мы получаем $T_n = 12026$ кгс, что не намного отличается от 12000 кгс. Потребная тяга практически не меняется ни при изменении H полета, ни при изменении $t_{нар.в.}$ Чего не скажешь о располагаемой тяге.

Располагаемая тяга на режиме висения.

Определяется по формуле $T_p = (33,25 \eta_0 \xi_M N_e D \sqrt{\Delta})^{2/3}$ и является функцией аэродинамики НВ ($\sqrt{\Delta}$) и мощности силовой установки (N_e).

$$N_e \text{ и } \sqrt{\Delta} = f(\rho), \text{ а } \rho = f(H, t_{нар.в.})$$

Вывод: $T_p = f(H, t_{нар.в.})$. Возможности вертолета по получению располагаемой тяги сильно зависят от эксплуатационных условий. Как уже говорилось выше, каждые 100м высоты выше расчетной уменьшают $T_{РНВ} \cong$

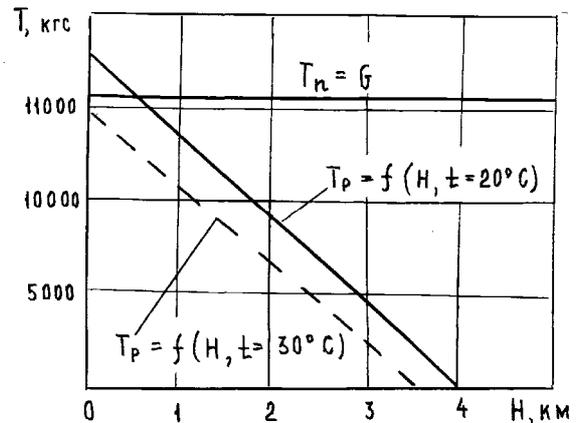


Рис. 5.2. Потребные располагаемые тяги на режиме висения

на 1%, и каждый градус температуры выше $t_{расч}$ также уменьшает $T_{РНВ} \approx$ на 1%. Но ведь это влияние может быть и вместе.

На рис. 5.2. показано изменение T_p и T_n в зависимости от H и $t_{нар.в.}$ вертолета Ми-8т. Видим, что потребная тяга зависит лишь от полетного веса, а располагаемая меняется как при изменении H так и при изменении температуры наружного воздуха. Причем это влияние очень существенно. Из рисунка видно, что на $H=0$ при $t_{нар.в.} = 20^{\circ}\text{C}$ вертолет Ми-8 с полетным весом 11100 имеет возможность взлетать по – вертолетному вне зоны влияния воздушной подушки. При $t_{нар.в.} = 30^{\circ}\text{C}$ такой возможности уже нет. Высота, на которой $T_n = T_p$ является теоретическим статическим потолком вертолета.

Есть такое понятие как "свободная" тяга. Для вертолетов:

- Ми-8т, это 11400 кгс;
- Ми-8мт, это 13600 кгс;
- Ми-24, это 12500 кгс.

Что подразумевается под этим понятием? Это как раз и есть располагаемая тяга НВ, но при стандартных условиях ($H = 0, t = 15^{\circ}\text{C}$), без влияния "воздушной подушки".

Мощность потребная для висения вертолета.

$$N_{вис} = N_i + N_{пр} = \frac{G \cdot v_1}{75} + \frac{M_{кр} \cdot \omega}{75} = \frac{G\sqrt{G}}{75\sqrt{2\rho F}} + \frac{1}{150} m_{кр} F_{ом} \rho (\omega R)^3.$$

$$N_{дв} = 0$$

Как она будет меняться с изменением $H_{вис}$, $t_{нар.в.}$? Будет расти, т.к. и первое и второе будет уменьшать ρ и, следовательно, потребуется большее значение $\phi_{ощ}$, большее значение подводимой мощности. Если рост N_i просматривается наглядно из формулы, то рост $N_{пр}$ происходит потому, что $\rho \downarrow$ в меньшей мере, чем растет $m_{кр}$.

Мощность располагаемая для висения

Ответ на этот вопрос дает анализ высотно - климатических характеристик силовой установки.

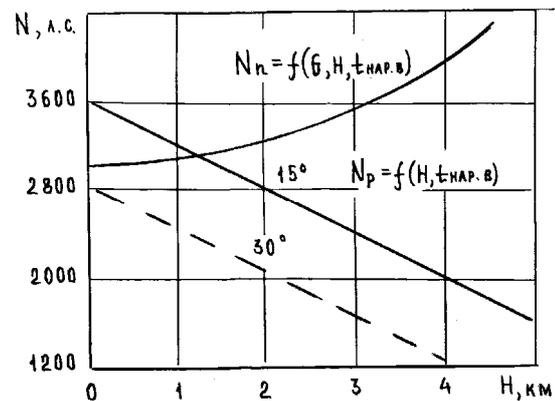


Рис. 5.3. Потребная и располагаемая мощности на режиме висения

$$N_p = \xi_m(V=0) \cdot N_e(H, t_{нар.в.})$$

$N_e(H, t_{нар.в.})$ – учитывает влияние эксплуатационных факторов.

$\xi_m(V=0) \cong 0,82$, учитывает отбор мощности от силовой установки на втостепенные нужды на висении.

На рис. 5.3 показаны вместе зависимости $N_{п}, N_{р} = f(H)$ при $t = 15^{\circ}C$ для вертолета Ми-24. Характер изменений $N_{п} = f(H)$ снимем с кривых Н.Е. Жуковского (рис. 3.12) при нулевой скорости. Кривые даны для $G_{пол} = 11100$ кгс при $t_{нар.в} = 15^{\circ}C$. Характер изменения $N_{р} = f(H)$ снимем с рис. 3.13 также при $t_{нар.в} = 15^{\circ}C$.

Правда $N_{р} = f(H)$ легко и посчитать и построить. Ведь зависимость линейная. На высоте $H = 0$, $N_{р} = \xi_m \cdot N_e = 0,82 \cdot 4400 = 3608$ л.с., а на высоте $H = 1000$ м, $N_{р} = 0,82 \cdot 4000 = 3280$ л.с.

Точка пересечения $N_{р}$ и $N_{п}$ соответствует статическому потолку вертолета.

P.S. Правда следует отметить, что и потребная, а особенно располагаемая мощность в случае другой $t_{нар. в.}$ будут иными. На рис. 5.3 показано, что при увеличении $t_{нар.в}$ до $30^{\circ}C$ $N_{р} \downarrow$ настолько, что висение вертолета вне зоне влияния воздушной подушки становится невозможным даже на нулевой высоте.

5.3. Номограммы по определению $G_{взл}$ ($G_{пос}$) для конкретных условий

Возможности вертолета по взлету определяются просто. Нужно выполнить контрольное висение и по высоте висения на взлетном режиме работы с/установки определиться с видом взлета.

При $H_{вис} = 1$ м до колес нужно выполнить взлет по-самолетному.

При $H_{вис} = 3$ м до колес - по-вертолетному с разгоном в зоне влияния "воздушной подушки".

При $H_{вис}$ на 3-5 м выше препятствия взлет выполняется по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния "воздушной подушки".

Сложнее с посадкой. Посадочный вес вертолета, обеспечивающий тот или иной вид посадки, нужно знать заранее и быть уверенным на 100%, что запасов управления хватит для балансировки вертолета. Поэтому в ИЭ имеются специальные графики (номограммы), которые позволяют определить посадочный вес. Причем они не только рассчитываются, но и обязательно проверяются в летных испытаниях. Что же они учитывают?

Ну, во-первых влияние H площадки посадки, во-вторых влияние температуры наружного воздуха, далее учитывается влияние ветра спереди, сзади, сбоку, берутся поправки (обычно в сторону уменьшения $G_{пос.}$) на обеспечение запаса путевого управления.

На рис. 5.4, 5.5 приведены номограммы для определения $G_{пос}$ в зоне влияния и вне зоны влияния воздушной подушки для вертолета Ми-8.

Ключ пользования: 1→2→3. Точка 1 учитывает влияние H , точка 2 учитывает влияние $t_{\text{нар.в}}$.

Посадочный вес вертолета обязательно должен быть меньше веса вертолета определенного по номограмме. В противном случае авария или катастрофа неизбежны.

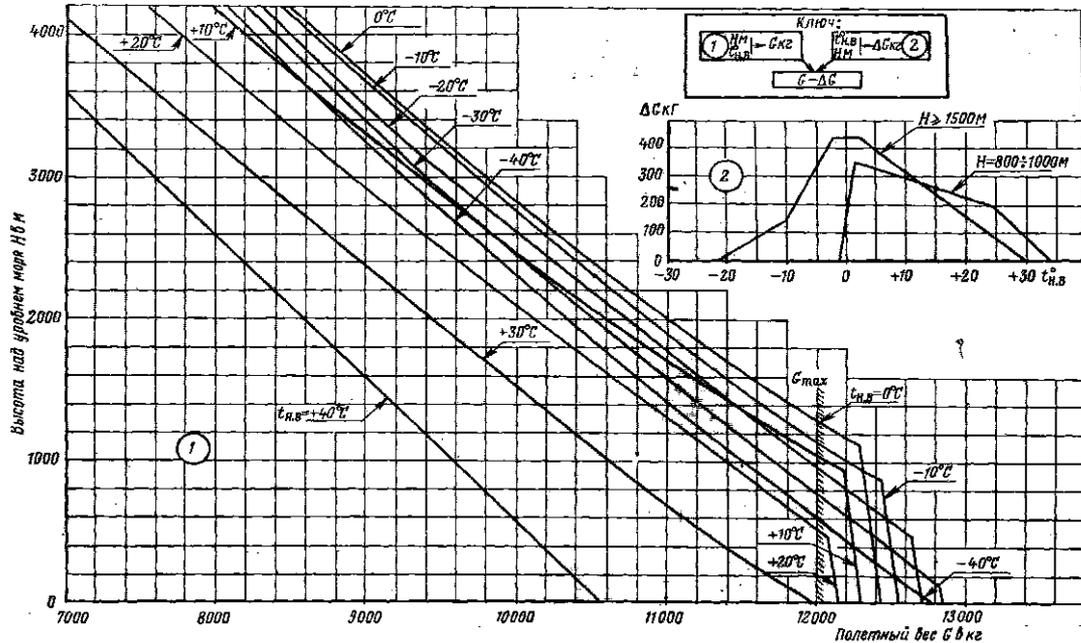


Рис. 5.4. Зависимость предельного взлетного веса вертолета Ми-8Т от высоты расположения площадки над уровнем моря и температуры наружного воздуха при взлете и посадке по-вертолетному в зоне влияния «воздушной подушки»

P.S. Так как конкретный вертолет может быть значительно "хуже" того, который использовали при создании номограммы, необходимо знать индивидуальную поправку для "своего" вертолета. Она определяется в один из парковых дней путем сравнения реальных возможностей вертолета с данными, определенными по номограммам.

5.4. Вертикальный подъем вертолета

Этот режим имеет большое практическое значение. Это основной элемент при выполнении взлета и посадки по-вертолетному. Еще он применяется по тактическим соображениям для атаки наземной цели из засады.

Схема сил и моментов при вертикальном подъеме такая же как на режиме висения. Однако есть 2 переходных участка, по созданию V_y и по ее гашению. Естественно, что уравнение 2 системы 5.1 записывается на этих участках так

$$T_{yo} - G - X_{60} = \pm \frac{G}{g} \frac{dV_y}{dt}$$

Для выполнения вертикального набора высоты с режима висения необходимо:

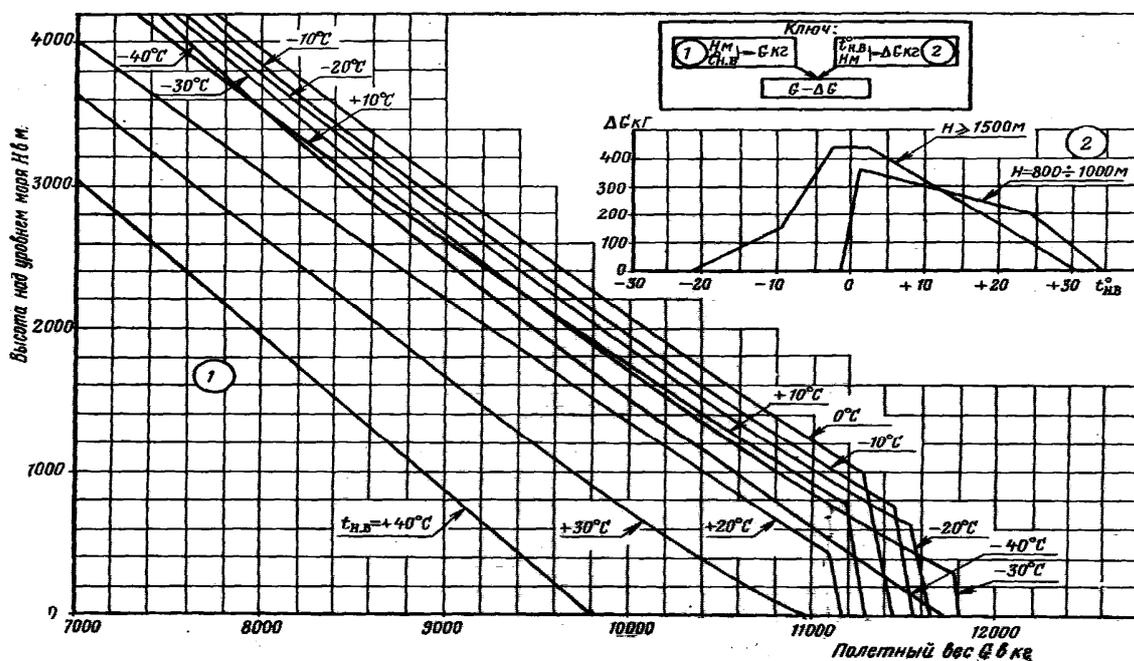


Рис. 5.5. Зависимость предельного взлетного веса вертолета Ми-8Т от высоты расположения площадки над уровнем моря и температуры наружного воздуха при взлете и посадке по-вертолетному вне зоны влияния «воздушной подушки»

- увеличить ОШ для получения $T_{yo} > G + X_{во}$;
- парировать тенденцию вертолета к развороту правой педалью, а тенденцию к смещению влево отклонением РУ "вправо";
- потребуется и незначительное отклонение РУ в продольном канале "от себя".

Пространственное положение вертолета контролируется по земным ориентирам находящимся на расстоянии 10-15 м впереди и слева от вертолета.

Для прекращения набора высоты необходимо уменьшить ОШ дать левую педаль, РУ "вправо" и несколько "на себя".

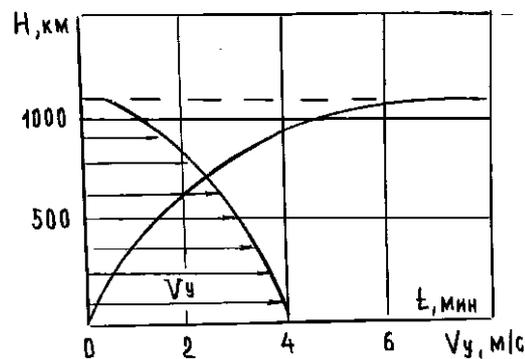


Рис. 5.6. Скороподъемность и барограмма при вертикальном наборе высоты в-та Ми-24

Из главы 3 известен характер изменения $N_{\text{п}}$ и $N_{\text{р}}$ при изменении H полета (рис. 3.12 и 3.13). Так как $V_y = \frac{75\Delta N}{G}$ понимаем, что вертикальный набор высоты возможен лишь тогда, когда есть положительный избыток мощности ΔN , т.е. до $H_{\text{ст}}$. У земли возможности вертолета по созданию V_y больше, с высотой они уменьшаются. Зная V_y ср на конкретных участках ΔH можем построить барограмму вертикального набора высоты. $t = f(H)$ (рис. 5.6).

P.S. Однако с ростом $t_{\text{нар.в.}}$ возможности по скороподъемности ухудшаются $N_{\text{п}} \uparrow$, $N_{\text{р}} \downarrow \rightarrow \Delta N \downarrow \rightarrow V_y \downarrow$. Естественно и время набора той или иной высоты увеличивается.

Важно. При выполнении вертикальных режимов следует помнить, что при энергичном увеличении ОШ возможно перетяжеление НВ. Темп отклонения ОШ должен быть не более $1^\circ/\text{с}$.

5.5 Вертикальное снижение вертолета

Схема сил и моментов аналогична режиму висения. Но для получения отрицательной V_y требуется отрицательное ускорение $(-dV_y/dt)$. Его мы можем получить, если уравнение 2 системы 5.1 будет иметь вид

$$T_{y_0} - G - X_{Bo} = -\frac{G}{g} \frac{dV_y}{dt},$$

что возможно, когда $T_{y_0} < G + X_{Bo}$

Создать отрицательную V_y проблем нет, достаточно задресселировать двигатели уменьшением ОШ (тем самым создать $-\Delta N$).

$$-V_y = \frac{75(-\Delta N)}{G}$$

Но здесь также вмешивается аэродинамика. За темпом уменьшения ОШ следить нужно еще более внимательно, т.к. при энергичном отклонении ОШ вниз может быть во-первых заброс оборотов в сторону их увеличения (можно вывести из строя редуктор) и во-вторых при $V_y > 3\text{м/с}$ может возникнуть режим "вихревого кольца" на НВ вертолета.

5.6. Вихревое кольцо на НВ вертолета

На режиме висения воздушный поток, отбрасываемый НВ уходит вниз и рассеивается. На снижении картина иная. Отброшенный НВ воздух тормозится набегающим потоком, эжектируется на периферию винта, переносится вверх и снова подсасывается в плоскость винта. Образуется вихревой бублик, т.е. присоединенная воздушная масса. Несущий винт, пропуская через себя лишь эту присоединенную воздушную массу, становится недоступен для остального воздуха. Теперь это лишь вихревой сгусток (рис. 5.7.), который при взаимодействии с внешним потоком имеет некоторое вредное сопротивление. Правда, диаметр бублика \approx в 1,5 раза больше диаметра НВ. Однако парашютное равновесие для вертолета Ми-8, наступит лишь на $V_y = 18 \div 20$ м/с.

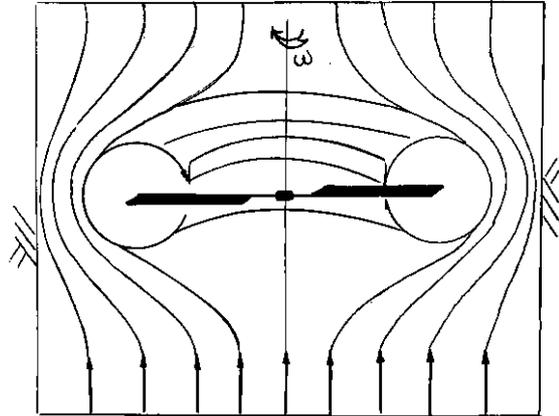


Рис. 5.7. К пояснению падения тяги на режиме «Вихревого кольца»

$$X_{вр} = G = C_x F_\delta \rho \frac{V_y^2}{2}$$

$$V_y = \sqrt{\frac{2G}{C_x \rho F_\delta}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 11200}{0,8 \cdot 0,125 \cdot 700}} \cong 18 \text{ м/с}$$

$$C_{x\delta} \cong 0,8$$

$$F_\delta = 1,5 \frac{\pi D^2}{4} = 700 \text{ м}^2$$

Какова же динамика развития "вихревого кольца"? Зачатки "ВК" имеются уже на режиме висения. Это так называемые концевые потери, когда часть воздуха перетекает через концевые части лопасти снизу на верх и участия в создании тяги не принимает. С ростом V_y перетекание захватывает все большую часть лопасти, "вихревое кольцо" развивается, $T_{НВ}$ уменьшается. При $V_{y\text{сн}} < 3$ м/с летчик имеет возможность, используя "рабочую" часть лопасти, контролировать этот процесс. Но при $V_{y\text{сн}} > 3$ м/с процесс нарастания V_y может стать лавинообразным, т.е.

$$V_y \uparrow \rightarrow T_{НВ} \downarrow \rightarrow V_y \uparrow \uparrow \rightarrow T_{НВ} \downarrow \downarrow \text{ и т.д.}$$

Теперь увеличение ОШ ничего не даст, остается одно, сдуть "ВК", переводя вертолет в разгон скорости.

P.S. "Вихревое кольцо" может возникнуть и на РВ при ветре справа выше ограничения и привести к самопроизвольному вращению вертолета.

5.7. Воздушная подушка

Вертолет практически всегда летает на воздушной подушке. Самая простая трактовка образования тяги НВ следующая. НВ, при своем вращении, нагнетает воздух под себя (создает воздушную подушку), тем самым образуя разницу давлений снизу и сверху.

$$T_{НВ} = (P_{н.ср} - P_{в.ср}) \cdot F_{ом}$$

Однако $P_{н.ср}$ можно значительно повысить, если под винтом поставить экран, т.е. землю.

Тяга НВ с учетом экрана подсчитывается по полуэмпирической формуле

$$T_{НВ} = T_0 (1.3 - 0.3^4 \sqrt{H/D}),$$

где:

H – расстояние от земли до колес;

D- диаметр НВ;

T_0 – тяга вне влияния земли.

Вопрос. Какова тяга НВ вертолета Ми-8, висящего на высоте 3 м над поверхностью земли до колес?

$$T_{НВ} = T_0 (1.3 - 0.3^4 \sqrt{\frac{3}{21 \cdot 3}}) = T_0 (1.3 - 0.3 \cdot 0.61) = T_0 (1.3 - 0.18) = 1.12 T_0$$

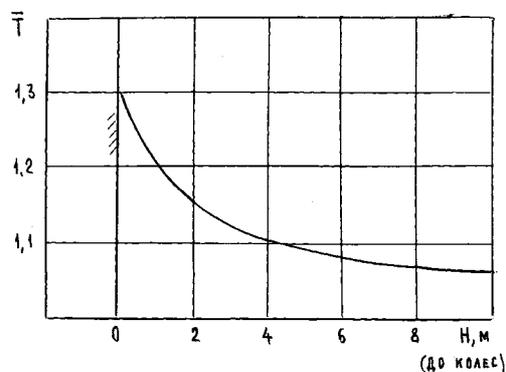


Рис. 5.8. Зависимость прироста тяги НВ от высоты висения (вертолет Ми-8)

Тяга несущего винта $T_{НВ}$, практически бесплатно, увеличилась на 12%. На рис.5.8 показано, как будет меняться относительная располагаемая тяга вертолета Ми-8 в зависимости от высоты висения.

P.S. Но не всякий экран дает положительный эффект. Кустарник, высокая трава, водная поверхность

уменьшают, а иногда и сводят, на нет влияние экрана. Физика здесь следующая. Частички воздуха должны как упругие шарики отскочить от экрана, остаться в воздухе, повышая его плотность, только тогда будет эффект. Если же частички "влипают" в водяную поверхность, создавая рябь и полностью теряя свою энергию, эффекта не будет. Энергия воздушного потока может теряться и на преодоление упругого сопротивления высокой травы либо кустарника.

Большое влияние на прирост тяги за счет «воздушной подушки» может оказать конфигурация площадки, «впадина» может усилить данный эффект, «холм» свести его нет. С увеличением высоты площадки над уровнем моря эффект "воздушной подушки" также уменьшается.

ГЛАВА 6

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

6.1 Руление (пробег, разбег) вертолета по земле

Вертолет, как и самолет, имеет возможность выполнять руление, взлет по-самолетному, посадку по – самолетному. При движении по земле на него действуют дополнительные силы (рис. 6.1). Это нормальные реакции земли N , силы трения колес о землю $F_{тр}$.

$$\sum F_x = T_x - X_{вр} - F_{трз} - F_{трn} = 0, (V = \text{const}) \quad = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} (V \neq \text{const})$$

$$\sum F_y = T_y - G - N_n - N_3 = 0 \text{ – условие безотрывного руления.} \quad (6.1)$$

$$\sum F_z = T_z - T_{рв} = 0 \text{ – отсутствие бокового смещения.}$$

$$\sum M_{y1} = M_{рнв} - T_{рв} \cdot l_{рв} = 0 \text{ – выдерживание направления движения.}$$

Вывод: При рулении летчик легко контролирует скорость и направление руления (уравнения 1 и 4) и практически не может контролировать степень взвешенности (обжатие пневматиков и амортизационных стоек) вертолета и его стремление к боковому движению.

При неправильных действиях летчика на рулении возможно опрокидывание вертолета, но не вперед (это капотирование), а на левый бок. При этом опрокидывание происходит либо относительно левого заднего колеса (рис. 6.2), либо относительно линии, соединяющей левое заднее и переднее колесо (рис. 6.3).

Условие неопрокидывания:

$$G \cdot \alpha > T_{нв} \cdot l_T + T_{рв} \cdot h_{рв}. \quad (6.2)$$

Способствуют опрокидыванию:

- большой ОШ на рулении ($T_{нв} \uparrow$) и малое отклонение РУ вправо ($l_T \uparrow$);
- ветер справа ($l_T \uparrow$), ($T_{нв} \uparrow$);
- отсутствие загрузки вертолета (ц.м. высоко, ($\alpha \downarrow$));
- наклон площадки влево ($\alpha \downarrow$);
- большое отклонение РУ вперед (опрокидывание происходит относительно линии $g - g$, то есть также уменьшается $\alpha \downarrow$);
- развернутое влево переднее колесо;

- мягкий и вязкий грунт;
- заторможенные колеса.

Помни! Руление выполнять только на $\varphi_{\text{ош}} = \varphi_{\text{min}}$, то есть тогда, когда $T_{\text{нв}}$ значительно меньше G .

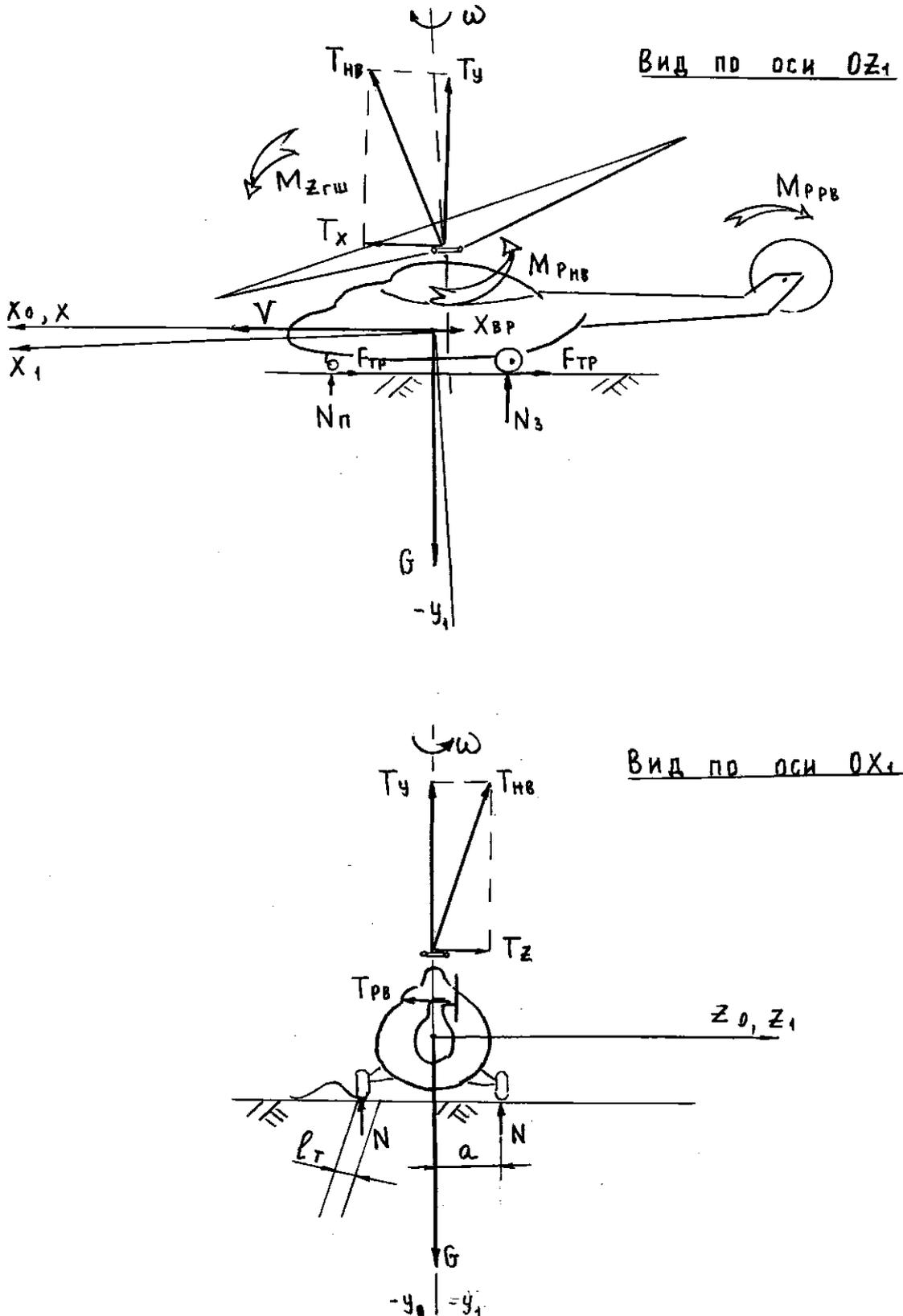


Рис. 6.1. Схема сил и моментов на рулении

Кроме «юза» при движении вертолета по земле (особенно по неровной поверхности), может возникнуть явление «земной резонанс» - самовозбуждающиеся колебания вертолета на упругом шасси с возрастающей амплитудой. Это является также одной из причин ограничения скорости руления.

Действия летчика при попадании в «земной резонанс»:

- ручку управления - в нейтральное положение;
- общий шаг - вниз, левая коррекция;
- остановить вертолет тормозами колес;
- если колебания не прекращаются, то выключить двигатели.

P.S. В последнее время явление «земного резонанса» стало достаточно редким. В исключении этого нежелательного явления большая заслуга конструкторов. Введение на вертолетах 2-ух камерных амортизаторов позволяет резко изменить собственную частоту колебаний и тем самым устранить динамику развития самовозбуждающихся колебаний.

6.2. Взлет вертолета

Взлет вертолета – это неустановившееся движение вертолета от места старта до набора $H = 25 \div 50$ м и достижения эволютивной скорости ($V_{эк}$).

Вид взлета выбирается по номограммам, далее контролируется методом контрольного висения. Если вертолет висит на взлетном режиме на $H > D_{нв}$ возможен любой вид взлета. Если высота висения равна 3м, то взлет по – вертолетному в зоне влияния "ВП", если $H = 0,5 \div 1,5$ м, то взлет по- самолетному. Во всех случаях, если взлетная масса не позволяет применить выбранный вид взлета, необходимо ее уменьшить.

6.2.1 Взлет по вертолетному в зоне влияния «ВП»

Это основной вид взлета с площадок, имеющих открытые подходы. Силовая установка обычно работает на номинальном режиме. Есть избыток мощности. Вертолет установить против ветра, коррекцию, задать

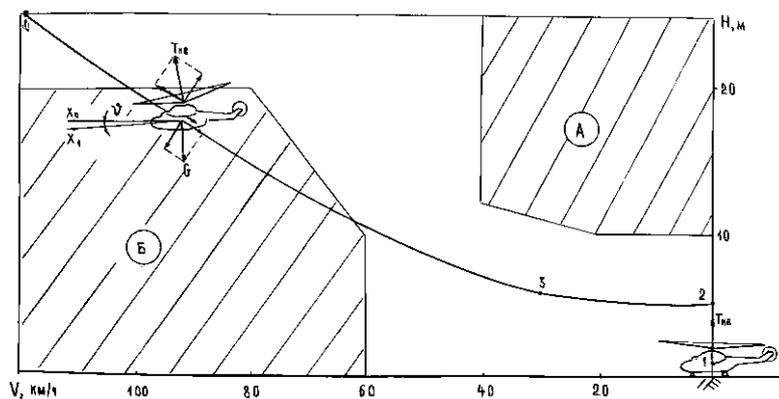


Рис. 6.4. Взлет по-вертолетному с разгоном скорости в зоне влияния «ВП»

взлетное положение триммеров $0,5 \div 1$ деление «на себя», столько же «вправо». Плавным перемещением ОШ вверх с темпом $1^\circ/\text{с}$ отделить вертолет от земли и зависнуть на $H = 2 \div 3$ м (точка1 \rightarrow точка2) (рис. 6.4).

Далее плавно отклонить РУ «от себя» и одновременно несколько увеличить ОШ. Разогнав вертолет до скорости $5 \div 10$ км/ч, далее более энергично отклоняя РУ «от себя» с одновременным увеличением $\varphi_{\text{ош}}$ до $\varphi_{\text{ош. взл}}$ разогнать вертолет до $V = 20 \div 30$ км/ч, стараясь не уходить от земли (точка 2 \rightarrow точка 3) (рис. 6.4). Дальнейшее увеличение V осуществлять с плавным уходом от земли (точка 3 \rightarrow точка 4). Тангаж вертолета при разгоне скорости может достигать $10 \div 15^\circ$ на пикирование.

P.S. Наиболее ответственный момент, это перевод в разгон с режима висения, когда силовая установка работает уже на взлетном режиме и нет запаса мощности, чтобы сохранить высоту полета. Здесь движения РУ должны быть особенно плавными, мелкими, и основное внимание уделить сохранению оборотов несущего винта.

Взлет считается законченным, когда V полета становится 120 км/ч.

При наличии препятствий по курсу взлета, наклон траектории разгона соотнобразовывать с высотой и удалением препятствий. Изменения в поперечной и путевой балансировках, а также стремление вертолета к потере высоты в начальный момент разгона парировать соответствующими отклонениями органов управления.

Важно! Главное условие безопасности взлета – плавное увеличение ОШ при отрыве от земли и плавное соразмерное отклонение РУ «от себя» при разгоне.

Темп перемещения рычагов управления $\approx 1^\circ/\text{с}$, не более.

Несоблюдение этого условия может привести:

- к перетяжелению НВ и уменьшению $n_{\text{нв}}$ и $T_{\text{нв}}$;
- самопроизвольному снижению и возможному столкновению и землей.

Встречный ветер заметно улучшает условия взлета, особенно на участке разгона. При взлете с боковым ветром тенденцию вертолета к смещению в момент отрыва парировать отклонением РУ на ветер. Взлет с правым ветром сложнее, чем при ветре слева (по запасу хода РУ в поперечном отношении и по запасу путевого управления), и требует от летчика повышенного внимания.

На рис. 6.4 показаны зоны А и Б, опасные с точки зрения безаварийной посадки в случае отказа двигателей. Видим, что в зону А вертолет практически не заходит, а вот зону Б краешком захватывает.

6.2.2 Взлет по – вертолетному с разгоном скорости вне зоны влияния "ВП"

Взлет по – вертолетному с разгоном вне зоны влияния «воздушной подушки» - следует применять в тех случаях, когда площадка имеет ограниченные размеры и окружена препятствиями, а мощность силовой установки при фактической массе вертолета обеспечивает висение вне зоны влияния земли. Предельную полетную массу, при которой обеспечивается висение вне зоны влияния «ВП», определять по номограмме (рис. 1.1, ИЭ вертолета Ми-8 или тема 5).

Разгон вертолета при взлете без использования влияния земли разрешается выполнять, если вертолет устойчиво висит на $H \geq 3 \div 5$ м над препятствиями или площадкой, в направлении взлета.

Порядок выполнения взлета:

- установить вертолет против ветра. Если препятствия вокруг площадки не позволяют выполнить взлет против ветра или если ветер меняет направление, то режим работы двигателей должен быть меньше взлетного (для обеспечения запасов управления при наличии избытка ΔN);
- повернуть рукоятку коррекции полностью вправо и выждать, пока обороты НВ установятся в пределах $92 \div 93\%$;

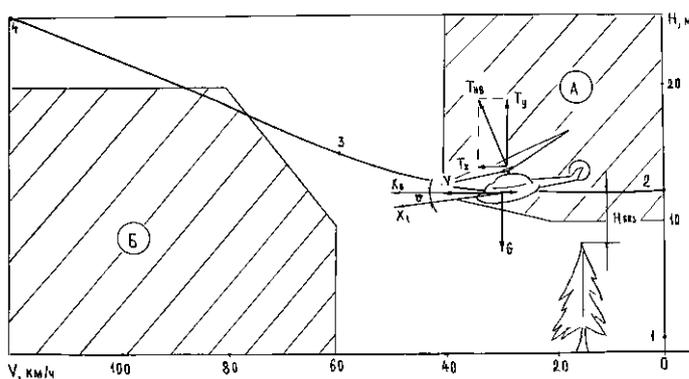


Рис. 6.5. Взлет по вертолетному с разгоном скорости вне зон влияний «ВП»

- плавным перемещением ОШ вверх отделить вертолет от земли и произвести вертикальный набор заданной высоты с $V_y \approx 1 \div 1,5$ м/с и выполнить кратковременное зависание (точка 1 → точка 2) (рис. 6.5). В процессе увеличения ОШ следить за оборотами НВ, не допуская их падения ниже 92% по

указателю. Заданная высота – высота, обеспечивающая безопасный проход над препятствиями;

- плавным отклонением РУ от себя перевести вертолет в разгон до $V = 30 \div 40$ км/ч по прибору. T_y уменьшится и вертолет стремиться к просадке. Если есть запас (ΔN) мощности, то для предотвращения просадки увеличить ОШ вплоть до $\phi_{взл}$. При отсутствии ΔN просадка вертолета на разгоне будет тем меньше, чем меньше изменение угла тангажа и плавнее разгон вертолета до заданной скорости. При плавном и медленном разгоне вертолет практически не снижается даже без увеличения мощности. С увеличением V возникает эффект косоного обтекания, подъемная сила

возрастает и вертолет разгоняется с плавным уходом от земли (точка 2 → точка 3) (рис. 6.5). Чем плавнее изменение ОШ и мощности силовой установки, тем меньше разбалансировка вертолета;

- после достижения $V = 30 \div 40$ км/ч перейти в набор высоты с одновременным увеличением скорости до $V = 120$ км/ч по прибору (точка 3 → точка 4) (рис. 6.5).

Предупреждение – выполнение разворотов на висении вблизи препятствий при использовании взлетного режима работы СУ и ветре более 5 м/с запрещается.

Дистанция при взлете по – вертолетному зависит от высоты висения над поверхностью площадки. С уменьшением высоты висения взлетная дистанция возрастает. Взлетная дистанция при взлете по – вертолетному с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки составляет $100 \div 120$ м. На величину взлетной дистанции влияет значение скорости, достигнутой над условным препятствием. Так, например, увеличение скорости на $H = 25$ м на 10 км/ч приводит к увеличению взлетной дистанции на $25 \div 30$ м. Величина взлетной дистанции практически не изменяется, если взлет вертолета выполняется с использованием в процессе взлета избытка мощности вплоть до взлетного режима.

6.2.3 Взлет по-самолетному

Взлет по – самолетному применяется, как правило, при перегрузочной массе в условиях, когда произвести взлет другими способами практически невозможно из-за недостатка мощности, когда вертолет на взлетном режиме работы двигателей не висит на $H = 3$ м. Для такого взлета требуется хорошо укатанная, ровная площадка (аэродром и т.п.) для исключения возможности опрокидывания и

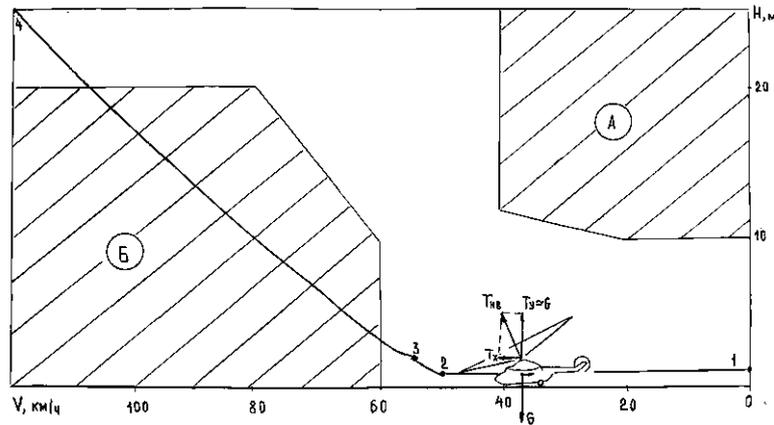


Рис. 6.6. Взлет по самолетному

и столкновения с препятствиями. Этот вид взлета осуществляется за счет использования прироста тяги НВ, полученного на разбеге.

Траектория взлета по – самолетному условно делится на три этапа (рис. 6.6):

– разбег по земле до скорости отрыва;

- отрыв и плавный отход от земли с использованием влияния воздушной подушки и увеличением скорости полета;
- перевод в набор высоты с дальнейшим разгоном до наивыгоднейшей скорости набора высоты для данных условий.

Порядок взлета:

- установить вертолет по возможности против ветра. Если взлет выполняется с боковым ветром, то необходимо учитывать, что вертолет стремится накрениться и сместиться по ветру. Особенно усложняется взлет при ветре справа (по запасу поперечного, путевого управления);
- убедиться в отсутствии препятствий в направлении взлета;
- связаться по радио с командным пунктом и получить разрешение на взлет;
- установить рукоятку коррекции в крайнее правое положение и выждать, пока обороты НВ установятся в пределах 92 - 93%;
- убедиться, что показания приборов нормальные;
- после контрольного висения приземлить вертолет, уменьшить ОШ, оставив рукоятку коррекции в крайнем правом положении;
- плавно отклоняя РУ от себя (примерно на 2/3 полного хода) и, увеличивая постепенно ОШ, произвести разбег до скорости $V = 30 \div 40$ км/ч. Необходимая сила T_x для разбега создается при $\varphi_{\text{ош}} = 5 \div 7^\circ$ и наклоне АП на $\alpha \approx 4 \div 5^\circ$ (2/3 хода РУ). Чем больше увеличение ОШ НВ, тем больше сила T_x и, если двигатели работают на взлетном режиме, то скорость отрыва достигается при меньшей длине разбега.

Помни! Не следует для уменьшения длины разбега излишне отклонять РУ от себя, т.к. возможен первоначальный отрыв основных колес шасси вертолета. Для уменьшения нагрузки на переднюю опору удерживать вертолет на разбеге в трехточечном положении вплоть до отделения от земли.

Направление разбега выдерживать плавным отклонением педалей, т.к. при энергичном отклонении педалей вертолет рыщет по курсу, и создаются большие нагрузки на хвостовую балку;

- дальнейшим отклонением рычага ОШ (если надо, до взлетного режима) и небольшого отклонения (~1/5 хода) РУ "на себя" (это парирует тенденцию вертолета к отрыву вначале основных колес шасси), отделить вертолет от земли.

P.S. Если высота контрольного висения была более 1 м, то $V_{\text{отр}}$ может быть и не очень большой.

Внимание!

Чем меньше скорость отрыва, тем меньше длина разбега, но сложнее и опаснее последующий перевод перегруженного вертолета в разгон и набор высоты.

Чем больше скорость отрыва, тем энергичнее и безопаснее выполняется последующий разгон с набором высоты, но вместе с тем больше длина разбега, сложнее управление вертолетом в конце разбега.

Длина разбега тем больше, чем больше полетная масса, выше температура наружного воздуха, меньше скорость встречного или больше скорость попутного ветра.

Взлетная дистанция при взлете по – самолетному составляет $250 \div 300$ м.

6.3 Посадка вертолета

Посадкой называется замедленное движение вертолета от начала гашения скорости до вертикального приземления (посадки по – вертолетному) или до окончания пробега (посадка по – самолетному). На вертолете возможны следующие виды посадок:

- посадка по – вертолетному с зависанием в зоне влияния "воздушной подушки";
- посадка по – вертолетному с зависанием вне зоны влияния "воздушной подушки";
- посадка по – самолетному;
- посадка с одним работающим двигателем или с выключенными (с учебной целью или отказавшими двигателями) двигателями.

Применение того или иного способа посадки обусловлено размерами и покрытием площадок, полетной массой вертолета, запасом мощности, атмосферными условиями и т.п. При построении маневра для производства посадки необходимо учитывать опасные зоны полета («А» и «Б») при возможном отказе одного или двух двигателей. Оптимальная посадочная траектория та, которая по скоростям и высотам располагается в «коридоре безопасности» между этими зонами. Для облегчения процесса выполнения посадки заход на посадку рекомендуется производить строго против ветра, что увеличивает запасы по мощности и путевому управлению, а значит повышает безопасность завершающего этапа полета.

После выхода на посадочный курс летчик устанавливает такой угол планирования, при котором обозначенное или намеченное им место приземления проецировалось бы в одной точке и подбирает такое значение ОШ НВ, при котором обеспечивалось бы сохранение скорости 120 км/ч и вертикальной скорости снижения $2 \div 3$ м/с.

Глиссаду планирования строить по линии посадочных знаков («Т» - посадочное) в точку, находящуюся на расстоянии $5 \div 10$ м до места приземления. При точном расчете проекции места приземления на остеклении кабины не должна перемещаться по вертикали (вверх, вниз). Если проекция места приземления на остеклении уходит вверх, то расчет выполнен с недолетом, а если вниз – с перелетом. Для уточнения расчета необходимо:

- в первом случае (недолет): \uparrow ОШ \rightarrow \downarrow V_y и РУ "на себя" \rightarrow \uparrow v ;
- во втором случае (перелет): \downarrow ОШ \rightarrow \uparrow V_y а РУ сохранить $V = \text{const}$.

Расчет на посадку уточняется на снижении до высоты $H = 100$ м (на удалении ~ 1000 м до места посадки) изменением поступательной и вертикальной скоростей. С этой высоты начинается предпосадочное неустановившееся снижение, т.е. производится посадка.

6.3.1 Посадка по – вертолетному с зависанием в зоне влияния "ВП" (основной вид посадки)

При посадке окончательное гашение поступательной и вертикальной скоростей и зависание производится на малой высоте – в зоне влияния воздушной подушки. Вертолет может иметь довольно большую полезную нагрузку, траектория посадки проходит вне опасных зон (высота – скорость). Этот вид посадки при данной величине $G_{\text{пос}}$ требует минимального значения потребной мощности.

Посадку производить против ветра, но в случае необходимости допускается посадка при ветре:

- сбоку до 10 м/с;
- попутном до 5 м/с.

Установившееся планирование перед посадкой до $H = 100$ м выполнять с $V = 120$ км/ч и $V_y = 2 \div 3$ м/с. (рис. 6.7). С $H = 100$ м (участок 1-2) плавно отклонить РУ "на себя" и произвести уменьшение поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на $H = 50 \div 60$ м скорость по прибору составила 50 – 60 км/ч, то есть на каждые 10 м уменьшения высоты скорость гасится на 12 км/ч. Планирование на повышенных скоростях нежелательно, так как в дальнейшем придется излишне увеличивать тангаж (опускать хвостовую балку) и энергично увеличивать ОШ, чтобы парировать тенденцию вертолета к снижению. В итоге возможна раскрутка НВ (при $\uparrow V_y$), падает мощность СУ и, в дальнейшем, когда потребуются большая мощность возможно перетяжеление НВ. Кроме того, уменьшаются обороты РВ, его тяга. Чтобы удержать вертолет от разворота, летчик вынужден отклонить правую педаль, но она может оказаться на упоре, и начнется самопроизвольное вращение вертолета влево со снижением.

Резкое изменение положения рычагов управления приведет к большой разбалансировке вертолета, что способствует появлению ошибок в технике пилотирования.

Повышенные скорости на планировании вызывают:

- трудности в точном определении дальности, что может привести к перелету;
- сокращение времени снижения, возможны поспешные, ошибочные действия летчика;

- ухудшение возможности наблюдения за площадкой (особенно если она закрыта препятствиями) при значительном увеличении тангажа.

На рекомендуемых скоростях обеспечивается нормальная устойчивость и управляемость вертолета. В случае отказа одного двигателя вертолет незначительно отклоняется от исходной траектории, что обеспечивает выполнение посадки.

В процессе снижения летчик уточняет расчет изменением поступательной и вертикальной скоростей, отклонением РУ и ОШ. Чем меньше поступательная скорость, тем с большей V_y и более крутой траекторией снижается вертолет при той же мощности СУ.

Расчет с перелетом особенно опасен, так как при попытке его исправить возможно:

- попадание НВ в режим "вихревого кольца";
- задевание хвостовой балкой, рулевым винтом о землю;
- перегрузка НВ;
- самопроизвольный разворот влево.

Расчет с перелетом исправляется уходом на второй круг.

С высоты $5 \div 8$ м плавным перемещением РУ "на себя" и одновременным увеличением ОШ погасить поступательную и вертикальную скорость вертолета с таким расчетом, чтобы произвести зависание на $H = 2 \div 3$ м (участок 3-4). Высота $5 \div 8$ м обеспечивает торможение вертолета при нормальном темпе увеличения ОШ и допустимом угле тангажа. Чем больше V и V_y , тем на большей высоте и на большем удалении от намеченной точки зависания необходимо их гасить. Чем меньше V (по мере торможения), тем больше требуется увеличения ОШ, т.к. интенсивно растет потребная мощность. При гашении V и V_y , особое внимание обращать на сохранение оборотов НВ, которые должны быть $n_{НВ} = 92 \div 93\%$.

Перед зависанием вертолет стремится:

- резко остановиться с увеличением угла тангажа (конус НВ при гашении завален назад);
- развернуться влево, т.к. уменьшение поступательной скорости уменьшает эффективность РВ, а $M_{РНВ}$ при увеличении ОШ растет;
- наклониться влево, т.к. уменьшается завал конуса НВ вправо.

Указанные тенденции тем сильнее, чем энергичнее гасится скорость. Летчик должен своевременно парировать эти тенденции, иначе возможно смещение вертолета назад и грубая посадка.

После устойчивого зависания плавно уменьшить ОШ, так чтобы V_y до момента касания колесами земли не превышала $0,2$ м/с. Необходимо учитывать, что по мере приближения к земле усиливается влияние «воздушной подушки». ОШ уменьшать с таким темпом, чтобы не допустить зависание вертолета непосредственно перед касанием колесами

земли, т.к. из-за неравномерности индуктивного потока возможны крены, перемещения, а значит опрокидывание.

Приземление производить строго вертикально, на основные колеса, без боковых перемещений, особенно влево. При посадке на ровную площадку при безветрии вертолет касается земли вначале основным правым колесом, затем левым, затем носовым.

Уменьшить ОШ до минимального только при полной уверенности в том, что вертолет устойчиво стоит на твердом грунте.

P.S. При посадке с боковым ветром удерживать вертолет от смещений отклонением РУ в сторону ветра до момента приземления.

Внимание! Для ухода на второй круг (при перелете, нет возможности выполнить посадку на выбранную площадку) необходимо увеличить ОШ и отклонением РУ от себя перевести вертолет на разгон с плавным набором высоты с тем, чтобы на $H=25\div50$ м скорость полета составила 120 км/ч.

6.3.2. Посадка по – вертолетному с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки

Применяется при выполнении посадок на ограниченные площадки с полетной массой, при которой возможно висение вне зоны влияния "ВП". Посадочную массу вертолета определить по номограмме (И.Э. вертолета Ми-8, стр.5, рис.11). Для проверки взлетного режима и правильности определения предельного полетного веса вертолета в зависимости от атмосферных условий и высоты площадки над уровнем моря необходимо выполнить контрольное висение и проверить высоту висения, шаг по УШВ, взлетные обороты НВ и температурный режим двигателей, т.е.

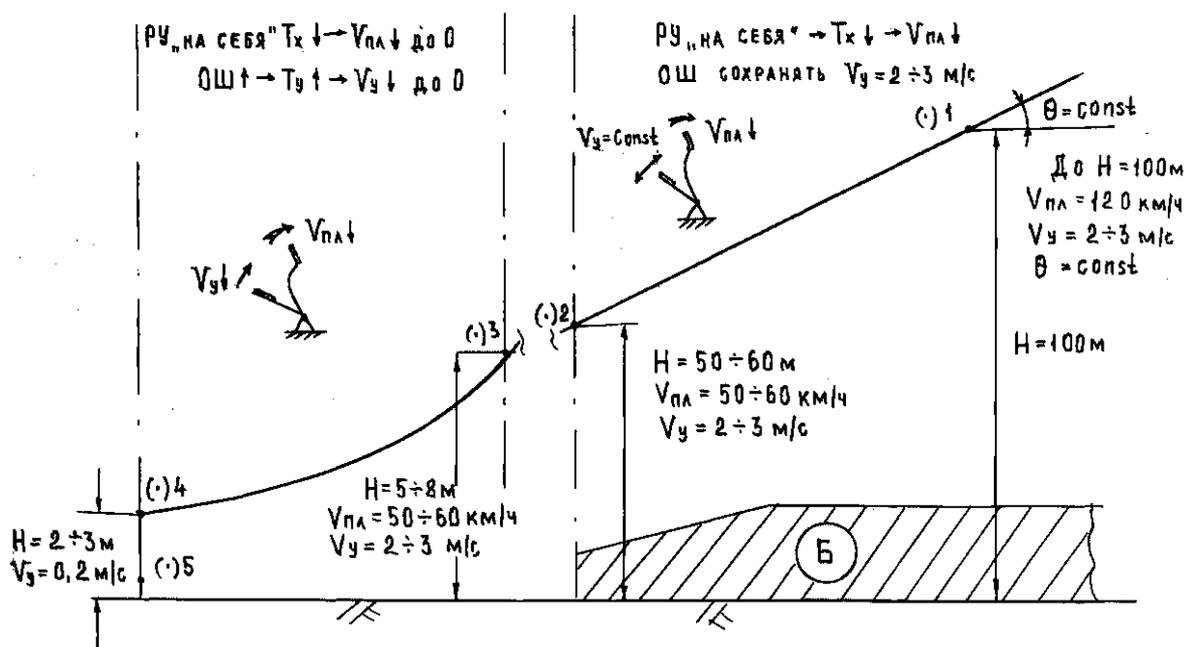


Рис. 6.7. посадка по вертолетному в зоне влияния «ВП»

найти индивидуальную поправку для «своего» вертолета.

Недостатком этого вида посадки является малая грузоподъемность вертолета и длительное нахождение в опасной зоне «А».

Маневр захода на посадку строить с учетом направления ветра.

Порядок выполнения посадки (рис.6.8):

- заход на посадку производить на скорости 120 км/ч;
- с высоты, превышающей площадку на 80÷100 м, начать плавное торможение с таким расчетом, чтобы на $H = 25 \div 30$ м скорость составляла 30-40 км/ч.
- дальнейшее уменьшение скорости полета по траектории и вертикальной скорости снижения производить с таким расчетом, чтобы зависнуть на $H = 10 \div 15$ м на удалении 20÷30 м от центра площадки;
- после уверенного зависания произвести плавное перемещение вертолета к месту посадки на скорости 10-15 км/ч, осмотреть место посадки и произвести вертикальное снижение с $V_y \approx 0,5 \div 1$ м/с до $H = 2-3$ м, далее V_y выдерживать до приземления $0,1 \div 0,2$ м/с;
- уменьшить ОШ до минимального, если вертолет устойчиво стоит на грунте всеми колесами.

6.3.3 Посадка по – самолетному

Выполняется в случаях невозможности зависания из-за недостатка располагаемой мощности СУ и с учебной целью. Необходимость такой посадки возникает при большой посадочной массе вертолета при высоких температурах или в условиях высокогорья. Посадка по – самолетному может выполняться на аэродром или ровную проверенную площадку, обеспечивающую безопасный пробег после приземления, при наличии хорошего подхода с воздуха. Траектория такой посадки частично проходит в опасной зоне (рис. 6.9).

Для выполнения посадки по – самолетному планирование до $H=50 \div 60$ м производить на скорости 120 км/ч.

С $H = 50 \div 60$ м уменьшить скорость планирования взятием РУ на себя так, чтобы на $H = 20 \div 30$ м приборная скорость уменьшилась до 60÷70 км/ч.

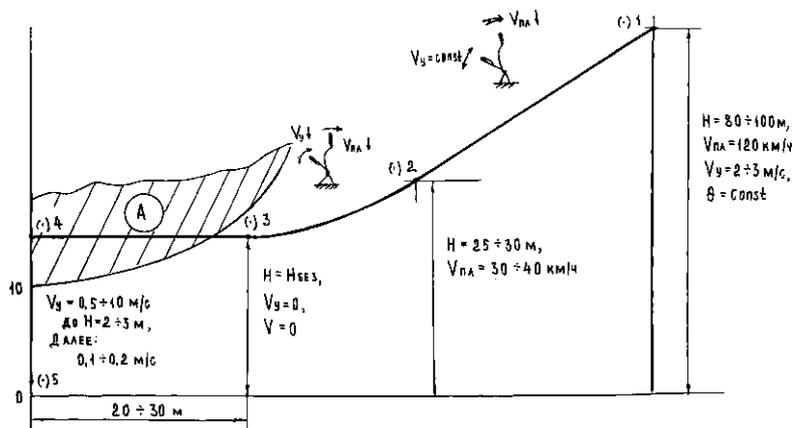


Рис. 6.8. Посадка по-вертолетному вне зоны влияния «ВП»

Снижение с $H = 20 \div 30$ м выполнять с постепенным уменьшением поступательной скорости полета и вертикальной скорости снижения с таким расчетом, чтобы при выходе на $H = 1 \div 0,5$ м скорость полета была $40 \div 50$ км/ч, а вертикальная скорость снижения $0,1-0,2$ м/с. Уменьшение вертикальной скорости снижения производить дальнейшим увеличением ОШ с темпом $2 \div 4$ о/с, т.е. двигатели на $H = 5 \div 10$ м должны работать на взлетном режиме. На $H = 2 \div 3$ м создать вертолету посадочное положение отклонением РУ "от себя", исключая возможность касания земли хвостовой опорой. Большой темп увеличения ОШ приведет к падению оборотов НВ, что вызовет ухудшение эффективности НВ, возможно выключение генераторов системы электроснабжения, а также опасного перегрева лопаток свободной турбины двигателей.

Максимально допустимая посадочная скорость – не более 80 км/ч, ограничена по условиям прочности шасси.

Плавно приземлить вертолет на основные колеса с последующим опусканием переднего колеса и уменьшением общего шага НВ до минимального.

Торможение вертолета для уменьшения длины пробега производить несущим винтом, отклоняя РУ на себя на $1/3 \div 1/2$ хода от нейтральной до заднего упора, и тормозами колес.

Торможение несущим винтом производить только при ОШ не менее $\varphi_{\text{ош}} = 3 \div 6^\circ$. При меньшем ОШ, а тем более на $\varphi_{\text{мин}}$ возникает опасность удара лопастей НВ по хвостовой балке.

6.4 Понятие полета по кругу

Полет по кругу предназначен для отработки вертикального взлета,

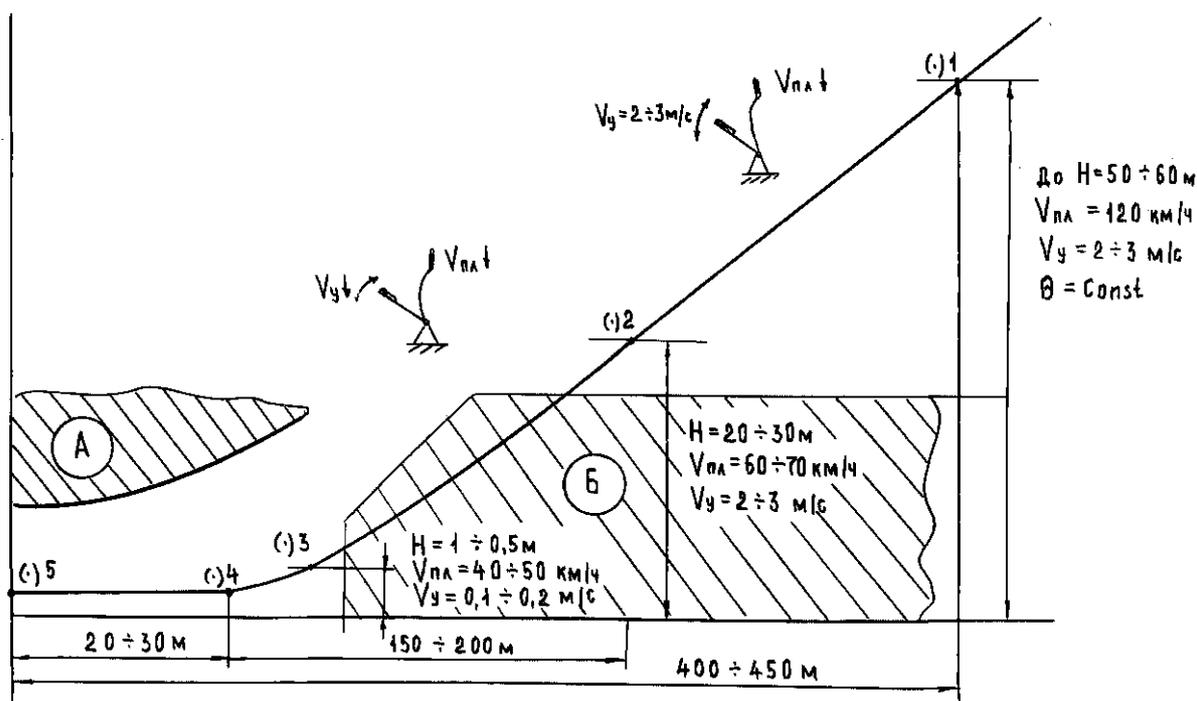


Рис. 6.9. Посадка по самолетному

разгона скорости, набора высоты, разворотов, горизонтального полета, расчета на посадку, планирования, гашения скорости, зависания и вертикального приземления. Курсант под руководством инструктора вырабатывает необходимые навыки в выполнении элементов полета по кругу, обеспечивающие безопасность и успешное выполнение самостоятельных полетов.

Полет по кругу выполняется на $H = 300$ м, за время $t = 8$ мин.

Последовательность выполнения элементов полета по кругу (рис. 6.10):

(0-1) – вертикальное отделение от земли, набор $H = 2 \div 3$ м, висение. Проверка работы двигателей, трансмиссии. Основными ошибками при

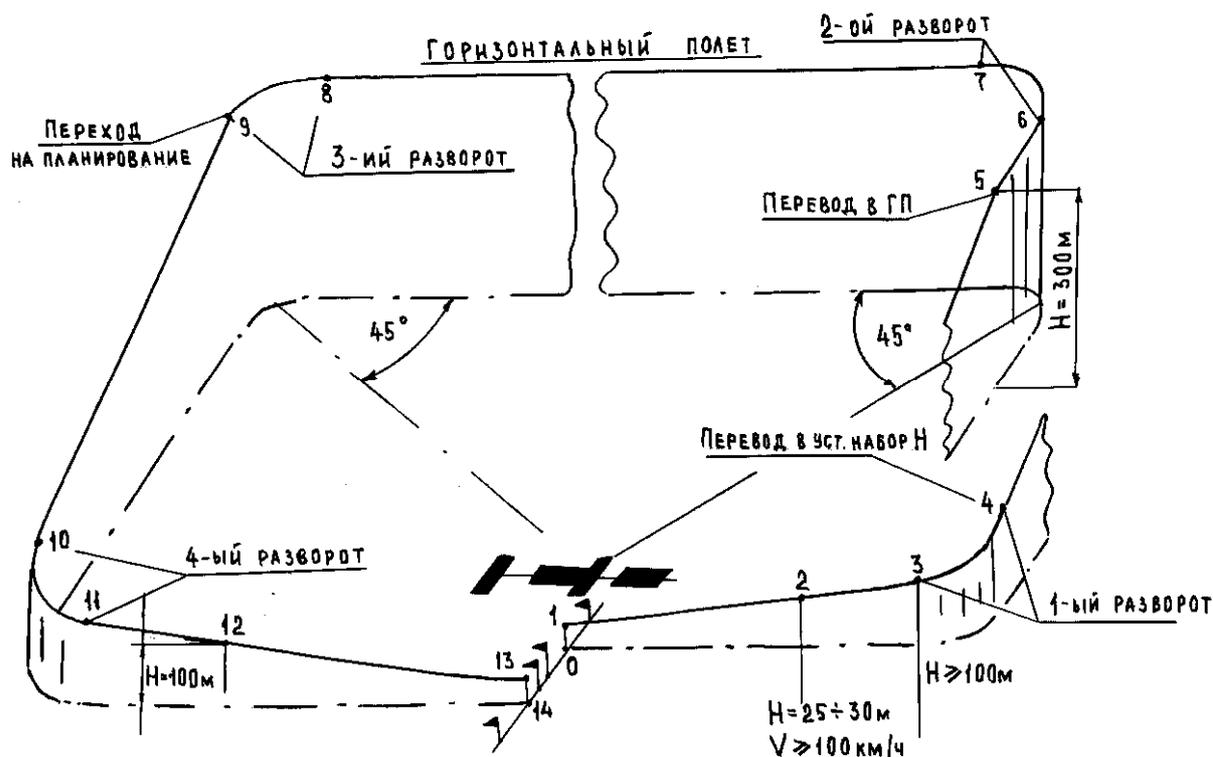


Рис. 6.10. Полет по кругу

отделении являются смещения и развороты по причине несвоевременных, резких по темпу и несоразмерных по величине отклонений рычагов управления. Возможно перетяжеление НВ и потеря оборотов НВ ниже 92% из-за темпа увеличения ОШ менее $6 \div 8$ с и, как следствие просадка вертолета, вплоть до грубого приземления;

(1-2) – разгон скорости с плавным отходом от земли с таким расчетом, чтобы на $H = 25 \div 50$ м скорость составляла 120 км/ч;

(2-3) – разгон скорости в наборе высоты до 160 км/ч;

(3-4) – первый разворот выполнять на $H \geq 150$ м (элемент восходящий спирали). Дистанция до впереди летящего вертолета не менее 1 км. За $15 \div 20^\circ$ до намеченного ориентира (курса) вывести вертолет из разворота (рис. 6.10.).

4- перевод вертолета в установившийся набор высоты на $V = 150$ км/ч;

5 – переход в горизонтальный полет на $H = 300$ м.

2-й и 3-й развороты выполнять, когда посадочные знаки проектируются в левом блистере под углом 45° сзади. Оба разворота выполняются в горизонтальной плоскости.

9 – перевод вертолета на планирование на $V = 155$ км/ч.

Примечание:

- выполнение переходных режимов по технике пилотирования несложно, т.к. обороты НВ при работе рычагом ОШ с темпом взлета не менее 6-8 с автоматически поддерживаются в заданных пределах. При более быстром темпе перемещения ОШ возможны кратковременные забросы или снижения оборотов НВ;

- балансировка вертолета при выполнении переходных режимов меняется незначительно. Поэтому полеты во всем диапазоне допустимых скоростей, включая и переходные режимы можно выполнять без снятия триммерами усилий с РУ. Это особенно важно в начальный период обучения, когда у курсанта наблюдается в полете большой дефицит времени;

(10-11) – 4-й разворот выполнять за $15 \div 20^{\circ}$ до выхода на линию посадочных знаков (элемент нисходящей спирали). Вывод из разворота на $H \geq 200$ м.

(11-12) – планирование на $V = 120$ км/ч до $H = 100$ м.

(12-14)- посадка вертолета. Глиссада должна быть направлена в точку, находящуюся за 5-10 м до места приземления. При этом посадочное «Т» (ворота) проецируются в центре левого переднего стекла кабины.

ГЛАВА 7

РЕЖИМ САМОВРАЩЕНИЯ НВ

7.1 Физическая сущность самовращения

Несущие винты вертолетов обладают замечательным свойством: переходить на режим самовращения и обеспечивать не только планирование, но и, при наличии определенных навыков, безопасную посадку. Чем тяжелее лопасти, и, следовательно, и НВ в целом, тем больше выбег ротора и тем проще посадка на РСНВ. При наличии одного двигателя посадка на РСНВ входила в КУЛП, и на выходе из училища каждый курсант уже мог ее выполнить.

Постановка на вертолет двух двигателей отодвинула посадку на авторотации как бы на второй план, заменилась на отработку посадки вертолета с одним отказавшим двигателем.

При самовращении НВ представляет из себя "парашют" площадью равной ометаемой площади НВ, но разной проницаемости. Так при рабочих оборотах ($n = 192$ об/мин) $C_{XНВ} = 1,19 \div 1,2$, то есть лишь на 0,08 меньше C_X плоского диска, равного 1,28. Естественно, что при меньших оборотах и $C_{X\downarrow}$ и $X_{ВР\text{пар}\downarrow}$.

Как же сохранить обороты НВ при отсутствии подвода мощности от силовой установки?

Не допустить остановки винта можно лишь при правильных и

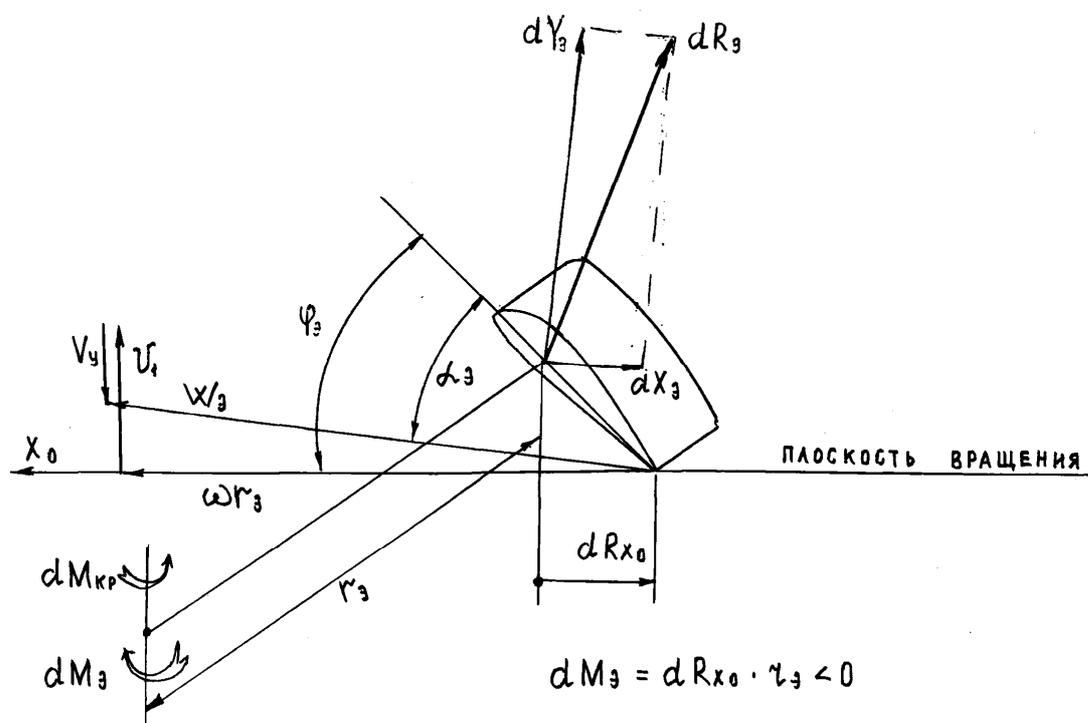


Рис. 7.1. К пониманию явления авторотации (самовращения)

своевременных действиях летчика. Докажем это на примере осевого обтекания НВ. Допущение: РУ в нейтральном положении, ось вала и ось конуса совпадают.

Рассмотрим условия работы метрового куска лопасти, находящегося примерно на $r = 0,7R$, $\varphi = \varphi_{взл}$, $V_y = 1 \div 2$ м/с.

Сначала построим ΔV . Покажем окружную скорость ωr , индуктивную скорость v , вертикальную скорость V_y , результирующую скорость W . В результате имеем:

- угол атаки;
- скорость набегания воздушного потока на элемент;
- профиль.

Как результат, по известным аэродинамическим формулам и характеристикам профиля, можем найти подъемную силу dY_3 и dX_3 , а по

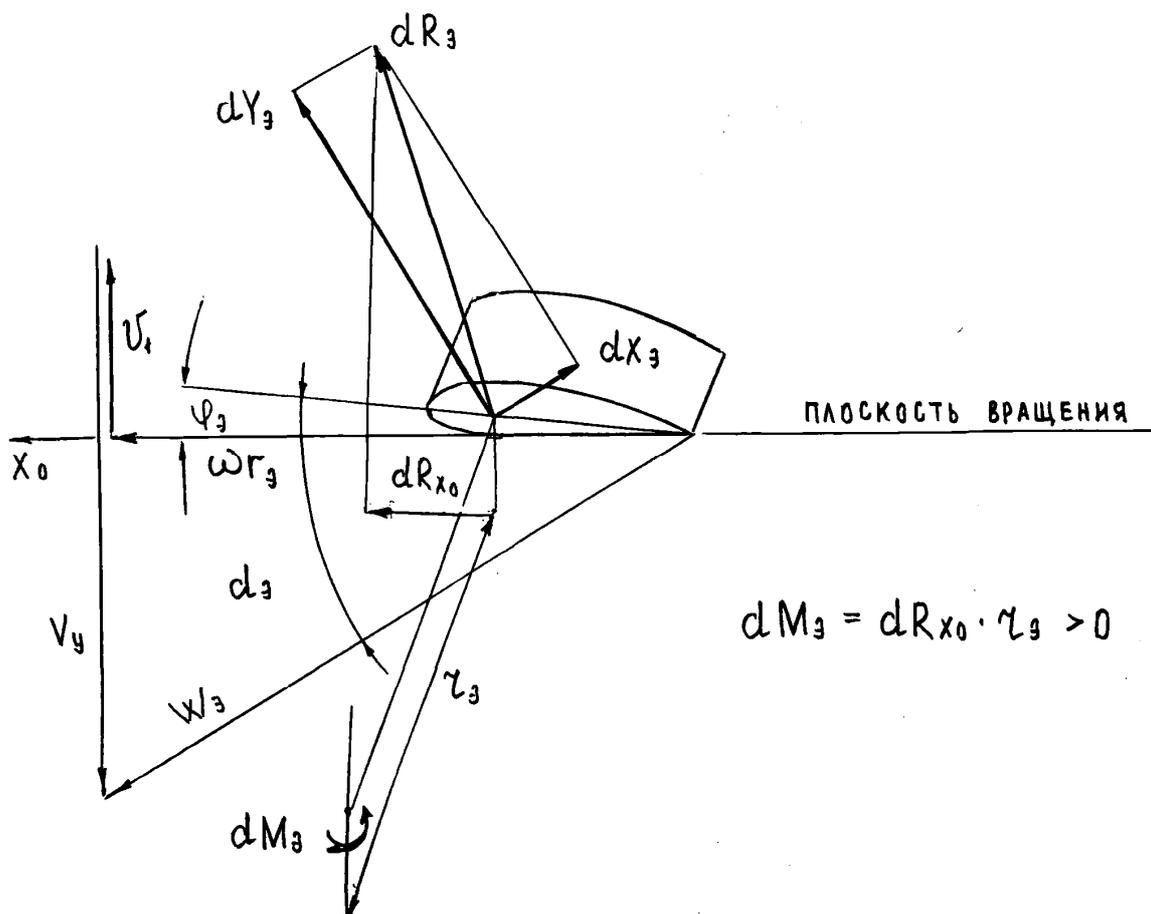


Рис.7.2. К пониманию явления авторотации (самовращения)

ним полную аэродинамическую силу элемента dR_3 . Проекция dR_3 на ось вращения – это dT_3 – элементарная тяга, а проекция dR_3 на плоскость вращения – это сила сопротивления вращению элемента " dR_{x_0} ". Произведение $dR_{x_0} \cdot r_3$ есть элементарный момент сопротивления. Анализируя рис. 7.1 видим, что момент сопротивления направлен в сторону, противоположную вращению и следовательно без подвода

крутящего момента не обойтись. Данные рассуждения соответствуют моторному полету.

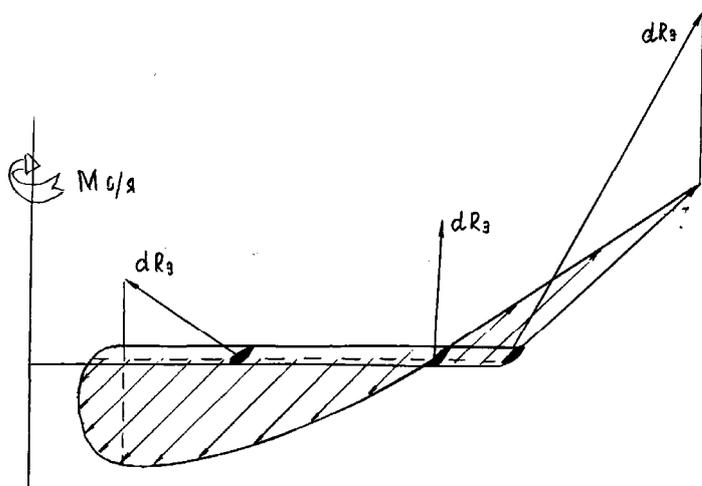


Рис. 7.3. К пониманию явления самовращения лопасти

Вывод. На данном режиме (висение, вертикальный подъем, моторное вертикальное снижение с $V < 3$ м/с) просто необходимо подводить к НВ крутящий момент, который нужен, чтобы компенсировать момент сопротивления, возникающий на элементах лопастей.

Рассмотрим теперь условия работы этого же элемента, но теперь на $\varphi =$

φ_{min} и $V_y = 18 \div 20$ м/с (см. рис. 7.2)

Что изменилось?

Методика рассуждений при рассмотрении ΔV та же: $\omega g \rightarrow v_1 \rightarrow V_y \rightarrow W$.

Пусть даже угол атаки и в первом и во втором случае получился одинаков. Но вот проекция dR на плоскость вращения стала совершенно иная – она направлена вперед. Теперь момент от этой силы не препятствует вращению.

Вывод. На данном режиме нет необходимости подводить к элементу крутящий момент. Элемент вращается сам по себе за счет энергии набегающего снизу потока.

Правда делать вывод о работе НВ в целом еще рано. Надо рассмотреть условия работы других элементов лопасти. Как будут вести себя они?

Ближе к комлю

$\omega g \downarrow \rightarrow \alpha_3 \uparrow \rightarrow dR_3$ больше отклоняется вперед (проекции $dR_3 > 0$).

Ближе к концу лопасти

$\omega g \uparrow \rightarrow \alpha_3 \downarrow \rightarrow dR_3$ отклоняется назад (проекции $dR_3 < 0$).

На рис. 7.3 показан характер изменения dR_3 и его проекций по лопасти на самовращении.

Проводя интегрирование (суммирование) элементарных моментов, находим момент самовращения лопасти.

$$M_{C/Я.ЛОП} = \sum_{i=1}^n dR_{Xoi} r_i = \sum_{i=1}^n dM_i \quad (7.1)$$

Здесь:

- n – количество элементов;

- dR_{Xoi} – элементарные проекции dR_e на плоскость вращения;
- r_i – радиусы элементов до оси вращения.

Итак момент самовращения лопасти равен сумме элементарных моментов, создаваемых ее отдельными частями.

Момент самовращения несущего винта в целом определяется по формуле:

$$M_{c/я\ НВ} = K \cdot M_{c/я\ л} \quad (7.2)$$

где:

K – количество лопастей.

Но это еще не конец рассуждений. На валу НВ момент самовращения необходимо сравнить с моментом сопротивления. И только в случае равенства этих моментов обороты НВ будут неизменными.

Рассуждения.

На режиме самовращения силовая установка не работает. Момент крутящий не подводится. Но... летчику удалось, за счет снижения, сохранить вращательное движение НВ. И теперь НВ сам является силовой установкой. Он должен не только вращаться сам, но и через редуктор вращать рулевой винт, агрегаты, преодолевать сопротивление трения, то есть делать все, чтобы вертолет остался управляемым. Дело теперь за малым. Управляемый и исправный, с некоторой натяжкой – ведь двигатели не работают, вертолет надо посадить.

Чему же равен момент сопротивления?

На моторном режиме момент сопротивления вращению на висении распределяется следующим образом.

$$M_{сопр} = M_{сопр\ НВ}(0,82N_e) + M_{сопр\ РВ}(0,12N_e) + M_{агр}(0,05N_e) + M_{тр}(0,01N_e) \quad (7.3)$$

То есть, если исключить момент сопротивления НВ, то 18% мощности силовой установки расходуется как бы не в "дело", на второстепенные нужды.

На режиме самовращения $M_{сопр\ НВ}$ меняет знак и заменяется на $M_{c/я}$, а все остальное остается. Правда отбор мощности на рулевой винт уменьшается, так как потребное отклонение левой педали для балансировки вертолета на самовращении намного меньше, чем в моторном полете. Теперь это лишь $3 \div 4\% N_e$. Итак уравнение 7.3 запишется в виде:

$$M_{c/я} = M_{сопр\ РВ}(0,04N_e) + M_{агр}(0,05N_e) + M_{тр}(0,01N_e) = M_{сопр}(0,1N_e).$$

В результате наших рассуждений выявляется, что на режиме самовращения на преодоление сопротивления вращению необходимо лишь 10% N_e . То есть НВ должен быть как минимум адекватен силовой установке, мощностью 0,1 N_e . А это для вертолета Ми-8 $0,1 \cdot 3000 \text{ л.с.} = 300 \text{ л.с.}$

$$\text{Зная, что } N = \frac{M_c \cdot \omega}{75}, \text{ а } M_c = \frac{N \cdot 75}{\omega}, \text{ находим } M_c = \frac{300 \cdot 75}{\pi \cdot 192} = 1130 \text{ кгм.}$$

Вывод. Если $M_{с/я}$ больше чем 1130 кгм, то обороты НВ растут, если меньше – то наоборот, падают. Если $M_{с/я} = 1130 \text{ кгм}$ обороты постоянны.

Может ли летчик управлять данным процессом? Да. Меняя ОШ,

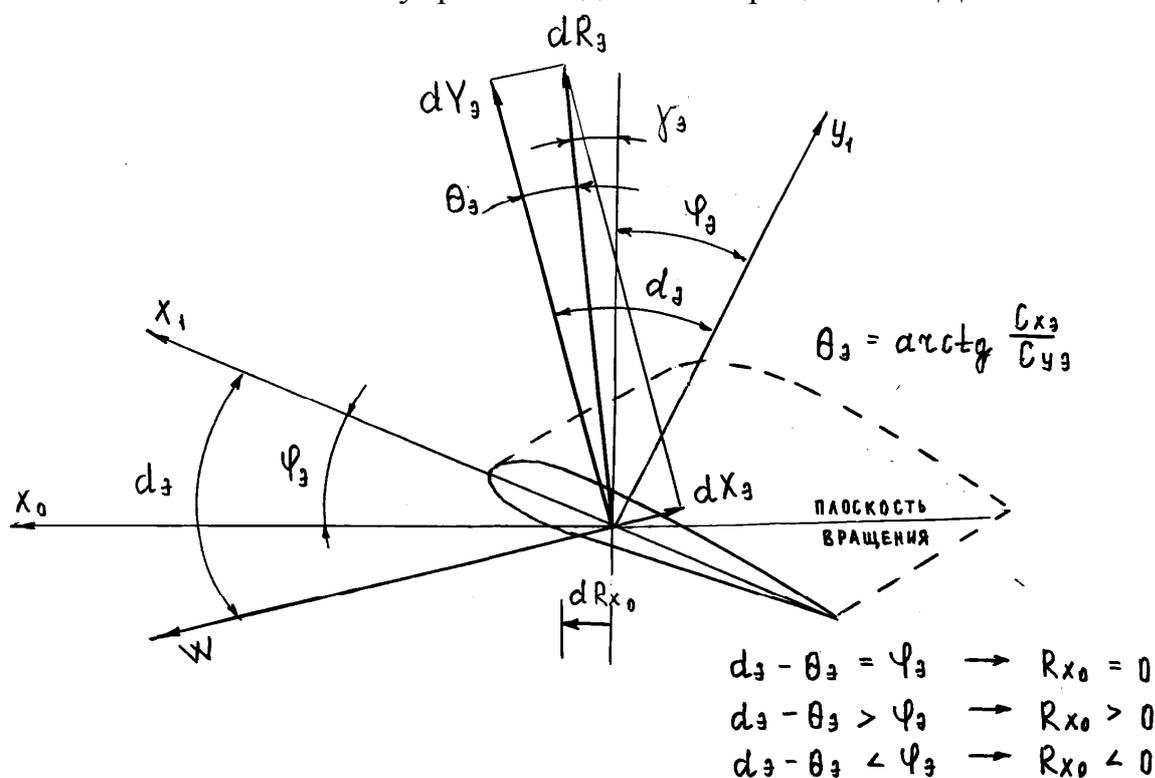


Рис.7.4. К вопросу о расчете НВ на возможность его перехода на режим автопилота

меняя тем самым V_y , а значит α_3 , летчик может менять условия работы элементов и добиваться либо ускоренного, либо замедленного вращения НВ в целом.

P.S. При снижении по наклонной траектории условия обтекания лопастей сильно меняются. На наступающей лопасти окружные скорости, суммируясь с частью поступательной скорости, уменьшают углы атаки элементов, на отступающей – наоборот, увеличивают. Как результат,

наступающая лопасть становится тормозящей, а отступающая лопасть – тянущей.

Вывод. Режим самовращения возможен как при снижении вертолета по вертикали, так и при планировании вертолета по наклонной траектории.

Теперь вопрос. Можно ли до создания вертолета рассчитать

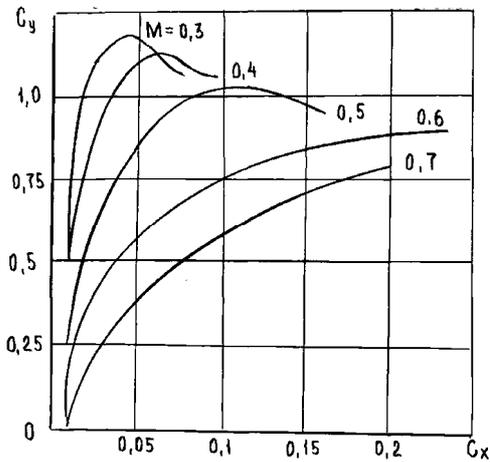


Рис. 7.5. «Семейство» поляр профиля NACA-23012

возможности НВ по обеспечения самовращения? Да. Обычно такая задача ставится конструкторскому бюро (КБ). Как она выполняется? На момент теоретической проработки вертолета известен лишь профиль лопасти и геометрические размеры НВ. На рис. 7.4 показаны все возможные случаи, которые могут возникнуть на элементах лопасти. Кое-что нам требуется вспомнить из раздела "Аэродинамика". Ну такие понятия как подъемная сила Y , лобовое сопротивление X , полная аэродинамическая сила R , угол качества $\Theta = \arctg X/Y = \arctg C_x/C_y$, поляр

профиля (зависимость $C_y, C_x = f(\alpha)$), понятие числа $M = \frac{\omega R}{\alpha}$ и т.д.

Порядок расчета:

- используя результаты продувок профиля, построить семейство поляр, то есть $C_y, C_x = f(\alpha, M)$ (рис.7.5);

- разбить лопасть на элементы;

- для каждого элемента $\Psi_3 = \alpha_3 - \theta_3$

определить число $M = \frac{\omega r_3}{\alpha}$

тем самым определиться с полярной профилем.

Построить график запаса самовращения, то есть зависимость $\varphi = (\alpha - \theta) = f(\alpha)$ (рис. 7.6).

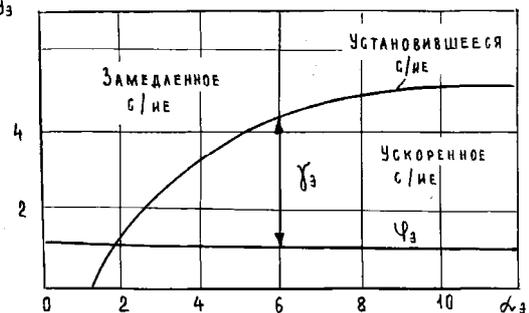


Рис. 7.6. График запаса самовращения

На этом закончена подготовительная работа. Далее:

- задаться φ , ну предположим φ_{\min} , и для всех элементов найти φ_3 с учетом геометрической крутки;

- найти угол атаки α_3 , задавшись вертикальной скоростью снижения и средней индуктивной скоростью подсосывания

$$\alpha_3 = \varphi_3 + \beta_3 = \varphi_3 + \arctg \frac{V_y - v_1}{\omega r_3};$$

- из графика запаса самовращения для конкретного α_3 найти $\gamma = (\alpha - \Theta) - \varphi_{\min}$;

- определить $dM_3 = dR_{3X0} \cdot r_3 \approx dY_3 \cdot \sin \gamma \cdot r_3 = C_y(\alpha) \cdot S_3 \cdot \frac{\rho(\omega r)^2}{2} \cdot \sin \gamma \cdot r_3$;

- просуммировать dM_3 по всей лопасти и для НВ в целом;

- сравнить полученный момент самовращения с моментом сопротивления;

- сделать выводы.

Все это будет вами проделано на лабораторной работе по этой главе.

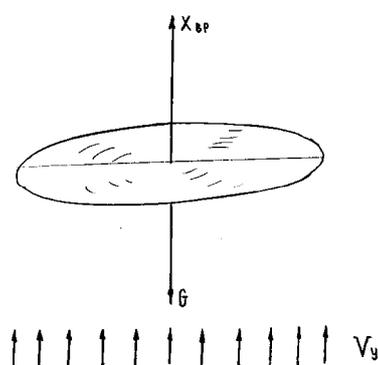


Рис. 7.7. Баланс сил при вертикальном парашютировании

7.2 Балансировка вертолета на режиме самовращения НВ

Несущий винт на РСНВ это "парашют". При вертикальном парашютировании V_y , на которой наблюдается баланс сил для вертолета Ми-8, можно получить из следующих рассуждений (рис. 7.7).

$$G = X_{вр} = C_x F_{ом} \frac{\rho V_y^2}{2};$$

$$V_y = \sqrt{\frac{2 \cdot 11200}{1,2 \cdot 356 \cdot 0,125}} = 20,5 \text{ м/с (75 км/ч)}$$

Можно ли получить тот же эффект, создав скорость 20,5 м/с, не при вертикальном снижении, а при планировании. Наверное, да. Докажем это (рис. 7.8).

Подъемная сила диска, его лобовое сопротивление, вес вертолета в векторной сумме также дадут нуль, то есть установившийся режим. Но теперь, в зависимости от угла θ , мы будем иметь значительно меньшие V_y . Так при

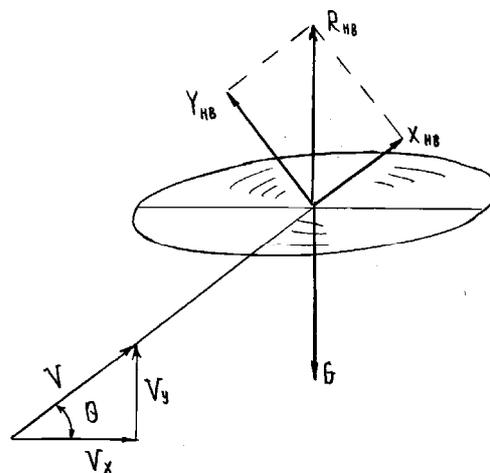


Рис. 7.8. Баланс сил при планировании по наклонной траектории на самовращении

$$\theta = 30^\circ, V_y = V_{\text{пл}} \cdot \sin \theta = 20.5 \cdot 1/2 = 10.25 \text{ м/с.}$$

Вот этот фактор и используется при переводе вертолета на режим самовращения. Летчик не только стремится сохранить обороты НВ, но и выполняет действия, которые в дальнейшем позволят ему выполнить безаварийную посадку.

Предельно ясно, что вертикальную скорость 20,5 м/с летчик за счет кинетической энергии вращающегося винта (подрыва ОШ) погасить не сможет. Поэтому вертикальная посадка исключена. Но $V_y = 10 \text{ м/с}$ погасить вполне можно. Следовательно, ее нужно создать. А это можно сделать, если летчик после уменьшения ОШ и балансировочных отклонений органов управления РУ, задаст $V_{\text{пл}}$ равную примерно $V_{\text{эк}}$. По И.Э. для вертолета Ми-8 на $H < 2000 \text{ м}$ рекомендуемая скорость планирования на РСНВ $100 \div 120 \text{ км/ч}$. Из предыдущих рассуждений казалось бы достаточно и 75 км/ч . Но следует помнить, что угол конусности НВ значительно уменьшает $F_{\text{ом}}$, заложенную нами в расчет. Отсюда и несколько большая скорость планирования.

7.2.1 Схема сил и уравнения движения на РСНВ

Отличительными особенностями схемы сил на РСНВ от моторного планирования являются:

- замена $M_{p_{\text{нв}}}$ на $M_{c/я}$;
- изменение направления действия $Y_{\text{лст}}$;
- изменение направления тяги РВ.

Далее с учетом этих особенностей по известной нам методике, строим схему сил на виде сбоку и сзади (рис. 7.9) и далее записываем уравнения движения.

Условия продольной балансировки:

$$\sum F_x = G \sin \theta - T_x - X_{\text{вр}} = 0, \quad V_{\text{пл}} = \text{const};$$

$$\sum F_y = T_y - G \cos \theta = 0, \quad \theta = \text{const}; \quad (7.4)$$

$$\sum M_{z1} = -T_{\text{нв}} \cdot l_T - Y_{\text{лст}} \cdot l_{\text{лст}} - M_{z1 \text{ гш}} + M_{p_{\text{рв}}} = 0, \quad v = \text{const}.$$

Условия боковой балансировки:

$$\sum F_z = T_{\text{рв}} - T_z - Z_{\phi} = 0, \quad \beta = \text{const};$$

$$\sum M_{x1} = T_{\text{рв}} h_{\text{рв}} - T_z y_T - M_{x1 \text{ гш}} = 0, \quad \gamma = 0; \quad (7.5)$$

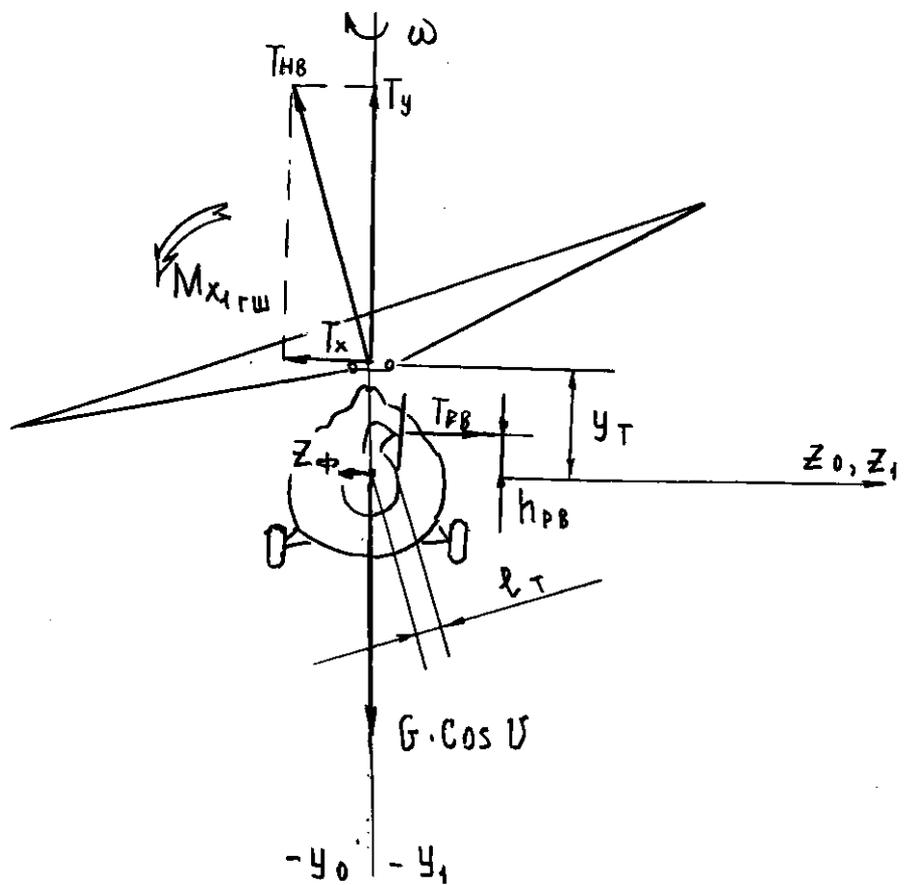
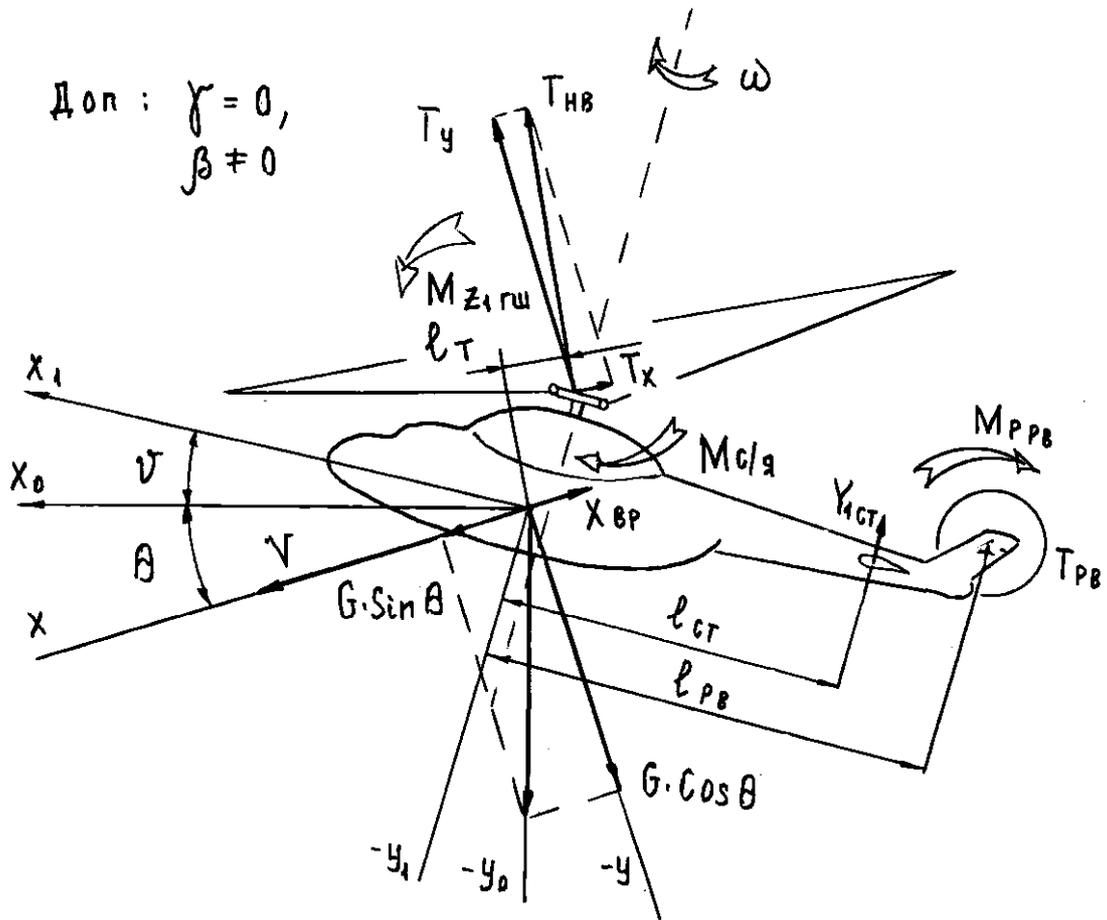


Рис.7.9. Схема сил и моментов на самовращении

$$\sum M_{y_1} = M_{c/y_{HB}} - T_{PB} \cdot l_{PB} = 0, \quad \psi = \text{const.}$$

P.S. На РСНВ вертолет также балансируется либо с креном, либо со скольжением. Однако крен не правый, а левый, и скольжение не влево, а вправо. Значения γ и β – небольшие.

7.2.2 Балансировочные кривые

Потребное отклонение РУ вперед на всех скоростях значительно меньше чем на режиме горизонтального полета (рис.4.2). Объясняется это тем, что стабилизатор активно изменяет угол тангажа на пикирование, а парировать это мы можем лишь РУ.

Потребное отклонение РУ влево больше, чем в горизонтальном полете, так как конус НВ активно заваливается вправо на РСНВ не только за счет V , но и за счет большого угла атаки НВ (см. рис. 4.3).

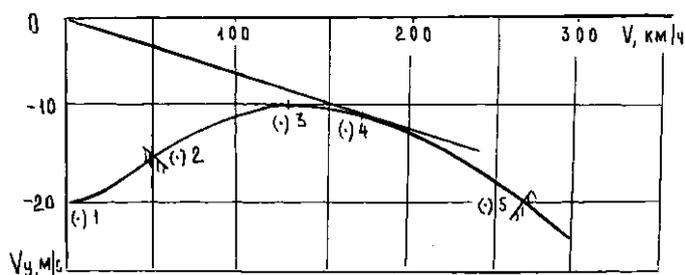


Рис. 7.10. Указательница глиссад планирования на РСНВ

Шаг РВ равен $\approx -2^\circ$ (левая педаль).

Шаг НВ от 1° до 4° в зависимости от эксплуатационных условий.

Каждое балансировочное положение органа управления легко обосновывается путем анализа уравнений движения.

Каждое балансировочное положение органа управления легко обосновывается путем анализа уравнений движения.

7.3 Указательница глиссад планирования на РСНВ

Зависимость $V_{y \text{ сниж}} = f(V)$ при различных углах наклона траектории называется указательницей глиссад планирования. Для ее построения надо воспользоваться кривыми Н.Е. Жуковского по мощности, причем учесть, что $N_p = 0$. Знаем, что V_y определяется по формуле:

$$V_y = \frac{75\Delta N}{G}, \text{ а } \Delta N = N_p - N_{гп} = 0 - N_{гп} = -N_{гп}.$$

В главах 3 и 4 показана зависимость $N_{гп} = f(V)$ для вертолета Ми-24. Естественно, что при отказе силовой установки $N_p = 0$.

Тогда, снимая с рисунка 4.11 $\Delta N = -N_{гп}$ для $V = 0, 50, 100, 150, 200, \dots, 320$ км/ч и далее, вычисляя $V_y = \frac{75(-N_{гп})}{G}$, строим $V_y = f(V)$ (рис. 7.10).

На указательнице есть 5 характерных точек. Это:

- (·)1 – режим вертикального парашютирования (V_y до 20 м/с);
- (·)2 – снижение на $V_{пл\ min}$. Используется при выполнении посадки на ограниченную площадку. Создавать $V_{пл} < V_{пл\ min}$ не рекомендуется, так как это приводит к значительному увеличению $V_{y\ сн}$;
- (·)3 – соответствует минимальной вертикальной скорости снижения на РСНВ (для Ми-8 это ≈ 10 м/с), а следовательно максимально возможному времени нахождения в воздухе после отказа силовой установки;
- (·)4 соответствует максимальной дальности планирования на РСНВ;

На этой скорости угол $\theta = \arctg \frac{V_y}{V_{пл}} = \theta_{\min}$;

- (·)5 соответствует максимально допустимой скорости планирования на РСНВ. Ограничение этой скорости идет по срывным явлениям на отступающей лопасти, которые наступают раньше из-за больших углов атаки НВ на РСНВ.

7.4 Обоснование поведения вертолета и действий летчика при отказе 2-ух двигателей

Отказ двух двигателей летчик определяет прежде всего по резкой разбалансировке вертолета, проявляющейся в резком развороте и кренении вертолета вправо и энергичном снижении (пикировании). Чем выше режим работы двигателей и чем меньше скорость полета, тем резче проявляется разбалансировка.

Причины разбалансировки вертолета при отказе двух двигателей те же, что и при отказе одного двигателя, но проявляются они более резко.

При отказе силовой установки резко падает до 0 крутящийся момент и следовательно, $M_{р\ нв} = 0$. Под действием сохранившейся еще тяги рулевого винта и возникшего увлекающего момента несущего винта вертолет резко разворачивается вправо. Возникает левое скольжение, вертолет начинает энергично крениться вправо.

Однако, наибольшую опасность при отказе двух двигателей представляет потеря оборотов несущего винта из-за несоответствия момента крутящего ($M_{кр} = 0$) моменту сопротивления вращению НВ ($M_{сопр} \gg 0$). Поэтому, прежде всего, при отказе силовой установки, летчик должен немедленно облегчить НВ путем уменьшения общего шага НВ и перейти на режим самовращения несущего винта.

Одновременно с уменьшением ОШ НВ и отклонением левой педали летчик должен парировать отклонение вертолета по тангажу и крену.

В процессе снижения рычагом шаг – газ необходимо поддерживать частоту вращения НВ в пределах 90-100 %, но не ниже 89 %.

Закрытие стоп-кранов и пожарных кранов выполняется для предотвращения пожара по сигнальному табло.

Особую опасность отказ СУ представляет на высотах менее 100 м, поэтому в этом случае действия летчика должны быть особенно четкими и быстрыми.

ГЛАВА 8

МАНЕВРИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА

8.1 Понятие "перегрузки" на вертолете

В любой специальности существует профессиональный язык, профессиональная терминология. Существует она и в аэродинамике, динамике полета вертолета.

Угол атаки, скольжения, тангажа, перегрузки – это язык летного состава.

Что же такое "перегрузка"? Это есть отношение суммы всех внешних сил, действующих на тело, к его весу:

$$n = \frac{\sum R}{G}.$$

Пример. Человек стоит на полу. Внешняя сила – это реакция пола на человека:

$$n = \frac{N}{G} = 1.$$

Уберем пол, реакция станет равна 0 и перегрузка будет равна 0. Появилась невесомость. Как ее смоделировать? Человек в лифте. Обрезали канат. Лифт падает вместе с человеком. Человек в лифте "плавает".

Другой пример. На самолете, летящем на $H = 20$ км с определенной скоростью выключили двигатели. Самолет падает по баллистической траектории. Все предметы в самолете, падая вместе с ним, приходят в состояние невесомости. Это пример того, как готовят космонавтов к состоянию невесомости.

А теперь вопрос. А как создать, причем регулируемую, перегрузку больше единицы? С помощью центрифуги. На штанге с противовесом устанавливается кабина и все это приводится во вращение. В результате вращения появляется центробежная сила. $F_{цб} = m\omega^2 R$, величина которой зависит от оборотов. В результате имеем возможность получить практически любую перегрузку:

$$n = \frac{F_{цб}}{G}.$$

Хорошо. А какую "n" человек выдержит? Человек в кабине центрифуги может находиться в лежачем положении, тогда перегрузка

будет действовать в направлении голова – ноги, в положении сидя, тогда перегрузка будет действовать в направлении грудь – спина.

Физиологическим ограничением " n_{\max} " является работа сердца. Сердце – это насос, который гоняет кровь по 2-ум кругам. Верхний (артериальный) круг обеспечивает питание кислородом мозга. Ведь мозг начинает погибать уже через 30 сек., если его не обеспечить кислородом. При увеличении перегрузки кровь, которую гоняет сердце, становится все тяжелее (при $n = 13,6$ кровь адекватна ртути) и сердце может не обеспечить прокачку крови, если перегрузка действует в направлении голова – ноги.

Правда эту ситуацию можно изменить. Ложе космонавта расположено \perp направлению полета и перегрузка действует в направлении грудь – спина. Теперь сердце гоняет "тяжелую" кровь не по вертикали, а по горизонтали. А это намного легче. Как результат, космонавтом в настоящее время может стать любой, даже не имея специальной подготовки, и в любом возрасте. Лишь бы здоровье было в норме.

Теперь перейдем к вертолету. Основным элементом, на котором реализуются внешние аэродинамические силы, на вертолете является несущий винт. Отсюда и перегрузка " n " для вертолета может быть записана так:

$$n = \frac{T_{\text{НВ}}}{G} \quad (8.1)$$

Но тяга НВ является функцией целого ряда параметров. Это: шага НВ, скорости, угла атаки НВ, оборотов.

$$T_{\text{НВ}} = f(\varphi, V, \alpha_n, n) \quad (8.2)$$

С учетом формул 8.1 и 8.2:

$$n = f(\varphi, V, \alpha_n, n, G) \quad (8.3)$$

Какую же перегрузку можно реализовать за счет шага НВ?

Пример. Вертолет Ми-8мт:

$$n = \frac{T_{\text{св}}}{G} = \frac{13600}{11200} = 1,21$$

Как видим, не такую уж и большую. Другие вертолеты (Ми-2, Ми-8т, Ми-24) и того меньше.

Какую перегрузку можно реализовать за счет φ и V ?

$$n = \frac{T_{\text{вис}} (1 + 3/2) \mu^2}{G},$$

где:

$T_{\text{вис}}$ – тяга на висении;

$$\mu = \frac{V}{\omega R}.$$

Пример. Вертолет Ми-8мт на $V = 250$ км/ч имеет:

$$n = \frac{13600 \cdot [1 + 3/2(0,32)^2]}{11200} = 1,2 \cdot 1,15 = 1,38$$

где:

- 1,2 – реализуемая перегрузка за счет шага;

- 1,15 – реализуемая перегрузка за счет скорости.

Как результат совместного влияния ϕ , и V , это перегрузка в районе 1,4 единицы.

Такую перегрузку летчик может держать длительно, лишь бы мощность силовой установки позволила. Отсюда и возможности вертолета по выполнению установившихся виражей, разворотов, змеек, которые требуют реализации определенных перегрузок.

Какую перегрузку можно реализовать за счет ϕ , V , α_n ?

При взятии РУ "на себя" (создании положительного угла атаки НВ) можно реализовать перегрузку две единицы и более. К примеру, задав $n = f(\alpha_n) = 1,5$, имеем:

$$n = 1,2 \cdot 1,15 \cdot 1,5 = 2,07.$$

Почему взяли (1,5) покажем позднее. Отклонение ручки "на себя" при создании положительных α_n адекватно работе ОШ, но происходит с изменением пространственного положения вертолета. Физическая сущность прироста тяги и в том и другом случае одинакова.

Вывод. Итак, даже не допуская заброса оборотов, мы получили перегрузку две единицы и более, что означает, что тяга НВ более чем в 2-а раза превышает вес вертолета.

Но на вертолетах Ми-28, Ка-50, Ми-34 располагаемая перегрузка может быть 3-и и более единиц. Ну а теперь вопрос. А есть ли ограничение по перегрузке? Ответ. Да.

Вертолет – равнопрочная конструкция. Все его элементы рассчитываются на определенную допустимую эксплуатационную перегрузку " $n_{\text{доп}}$ ". Если этого не сделать, то вертолет будет перетяжелен. Он будет возить "лишний" груз. " $n_{\text{доп}}$ " назначается в зависимости от

предназначения вертолета и лежит в пределах 1,6 – 3,0 единиц. Естественно 1,6 – это для транспортного маломаневренного вертолета, 3,0 – это для боевого высокоманевренного вертолета.

Разрушающая перегрузка в 1,5 раза больше " $n_{\text{доп}}^3$ " и составляет $2,4 \div 4,5$.

Естественно, если летчик допустил увеличение перегрузки свыше " $n_{\text{доп}}^3$ ", возможны остаточные деформации. Современные средства объективного контроля обязательно отслеживают значения перегрузок. Это информация для инженерного состава для проведения определенного перечня проверок методами неразрушающего контроля.

Тяга НВ направлена по оси конуса НВ и естественно за счет РУ может изменять свое пространственное положение. Следовательно и перегрузки имеют пространственное положение. Проекции перегрузки на скоростные оси записывают в виде:

$$n_y = \frac{T_y}{G} - \text{нормальная перегрузка};$$

$$n_x = \frac{T_x - X_{\text{сп}}}{G} - \text{продольная тангенциальная перегрузка.}$$

Пример. Стартует ракета. Тяга двигателей регулируется так, чтобы перегрузка n могла быть легко переносима человеком в направлении грудь – спина. Обычно это 8-мь единиц. Это соответствует ускорению $a = n \cdot g = 8 \cdot 10 \text{ м/с}^2 = 80 \text{ м/с}^2$. Необходимо получить первую космическую скорость, то есть 8 км/с. Так как $V = at$, то на это понадобится время:

$$t = \frac{8000 \text{ м/с}}{8 \cdot 10 \text{ м/с}^2} = 100 \text{ сек}.$$

При этом высота, на которую поднимется космический корабль, будет определена так:

$$H = \frac{at^2}{2} = \frac{80 \text{ м/с}^2 \cdot 10000 \text{ с}^2}{2} = 400 \text{ км}.$$

В процессе взлета ракета должна отклоняться от вертикали, то есть переходить на геоцентрическую орбиту. Это делается за счет решетчатых крыльев, которые имеют очень малые размеры, устанавливаются в верхней части ракеты и в определенный момент, отклоняясь, создают боковую силу (боковую перегрузку), обеспечивая искривление траектории.

8.2 Схема сил и уравнения движения в перегрузках

При рассмотрении маневра нас интересует изменение скорости движения вертолета по величине и направлению (в горизонтальной и вертикальной плоскостях). Нас интересует лишь движение центра масс вертолета. Теперь пространственное положение вертолета - это лишь инструмент для достижения поставленной цели. Чтобы решить эту задачу воспользуемся траекторной системой координат. Рассмотрим самый общий случай. Например, боевой разворот (рис. 8.1). Вид сбоку покажем по оси OZ_k , сзади по оси OX_k .

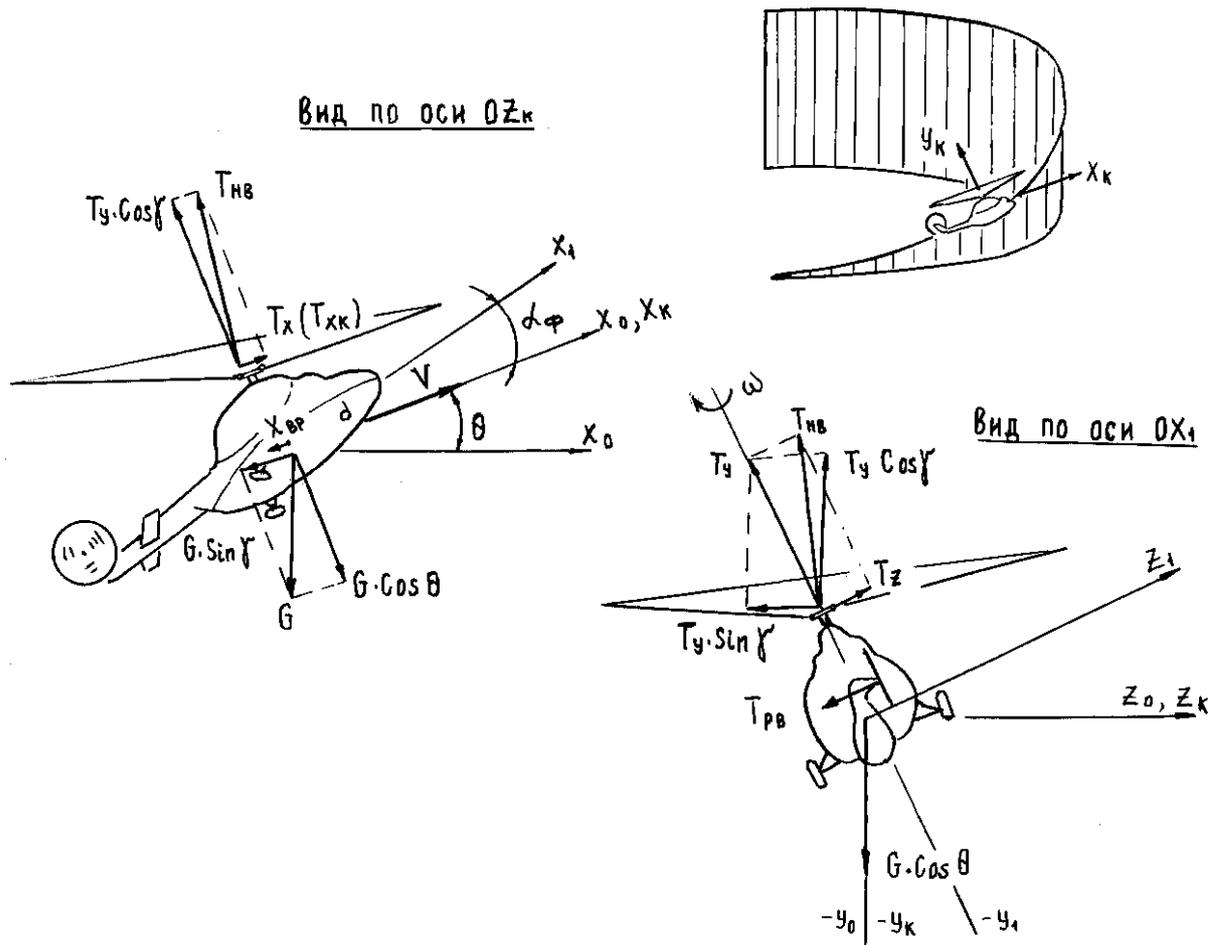


Рис.8.1. Схема сил и моментов при боевом развороте

Тогда уравнения движения запишутся так:

$$\begin{aligned} \sum F_{X_k} &= T_x - X_{ep} - G \sin \theta = \frac{G}{g} \frac{dV}{dt}; \\ \sum F_{Y_k} &= T_y \cos \gamma - G \cos \theta = \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt}; \end{aligned} \quad (8.4)$$

$$\sum F_{z_k} = T_y \sin \gamma = \frac{G}{g} V \cos \theta \frac{d\psi}{dt}.$$

Поделим правые и левые части уравнений на G, имеем:

$$\begin{aligned} \frac{T_x - X_{ep}}{G} - \sin \theta &= \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}; \\ \frac{T_y \cos \gamma}{G} - \cos \theta &= \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}; \\ \frac{T_y \sin \gamma}{G} &= \frac{V \cos \theta}{g} \frac{d\psi}{dt}. \end{aligned} \quad (8.5)$$

Получаем уравнения движения в перегрузках:

$$\begin{aligned} n_x - \sin \theta &= \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}; \\ n_y \cos \gamma - \cos \theta &= \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}; \\ n_y \sin \gamma &= \frac{V \cos \theta}{g} \frac{d\psi}{dt}. \end{aligned} \quad (8.6)$$

Уравнение (1), системы 8.6 показывает как меняется скорость полета по величине, уравнение (2) – по направлению в вертикальной плоскости, уравнение (3) – по направлению в горизонтальной плоскости.

Теперь покажем, почему $n_y = f(\alpha_n)$ мы взяли 1,5. Допустимый темп отклонения РУ "на себя" при выполнении "горки" такой, что $\Delta \nu \leq 5^\circ/\text{с}$. Это делается для того, чтобы изменение угла наклона траектории примерно отслеживало изменение угла тангажа, и не возникали такие углы атаки НВ, при которых вертолет теряет статическую устойчивость по углу атаки.

$$n_y \cos \gamma - \cos \theta = \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}$$

Имеем:

$$\frac{d\theta}{dt} \cong \frac{d\nu}{dt} = 5^\circ / \text{с}; V = 216 \text{ км/ч} = 60 \text{ м/с}; \cos \gamma = 1; \cos \theta = 1.$$

Тогда:

$$n_y - 1 = \frac{60 \text{ м/с}}{10 \text{ м/с}^2} \cdot \frac{5^\circ / \text{с}}{57,3^\circ};$$

$$n_y - 1 \cong 0,5; \quad n_y = 1,5.$$

Однако следует заметить, что перегрузки, полученные за счет РУ, носят кратковременный характер, так как создаются за счет изменения кинетической энергии вертолета в целом.

Рассматривая уравнения системы 8.6 видим, что для оценки маневренных возможностей летательного аппарата нам достаточно знать лишь его располагаемые n_y и n_x . За кадром остаются компоновка вертолета, его вес и прочие характеристики.

А от чего зависят n_y и n_x ?

$$n_y = f(G_{\text{пол}}, H, t_{\text{нар.в}}, N_e, V, n_x).$$

Нормальные скоростные перегрузки зависят от полетного веса, высоты маневра, температуры наружного воздуха, мощности силовой установки, скорости полета, положения РУ (n_x).

$$n_x = f(G_{\text{пол}}, H, t_{\text{нар.в}}, N_e, V, n_y).$$

Тангенциальная перегрузка зависит от тех же факторов, но в свою очередь еще и от n_y .

Влияние всех этих эксплуатационных факторов необходимо учитывать при решении конкретной боевой задачи. Как? Это будет показано вам на V курсе при выполнении курсовой работы "Аэродинамический расчет вертолета и расчет его маневренных характеристик". Сейчас же мы затабулируем ряд параметров, а именно: $G_{\text{пол}} = G_{\text{н}}$, $t_{\text{нар.в}} = 15^\circ\text{C}$, $H_{\text{ман}} = 0$.

На рис. 8.2 приведем характер изменения $n_x = f(G_{\text{пол}}, H, t_{\text{нар.в}}, N_e, V, n_y)$, но G , $t_{\text{нар.в}}$, H даны для конкретных условий, $N_e = N_{e \text{ вкл}}$. В результате мы имеем лишь $n_x = f(V, n_y)$. Причем $n_y = 1$ для разгона и $n_y = 1,75$ для торможения.

На рис. 8.3 показана зависимость

$$n_y = f(G_{\text{пол}}, H, t_{\text{нар.в}}, N_e, V, n_x),$$

но $G_{\text{пол}}$, $t_{\text{нар.в}}$, $H_{\text{пол}}$ даны для конкретных условий, а $N_e = N_{e \text{ вкл}}$ и $n_x = 0$ (полет при $V = \text{const}$).

График на рисунке 8.2 позволяет определиться с характеристиками разгона и торможения в ГП, а график на рисунке 8.3 с характеристиками установившегося виража.

8.3 Маневры в горизонтальной плоскости

8.3.1 Разгон, торможение в горизонтальном полете

Данные вопрос лучше всего рассмотреть практически.

Пример. Определить минимальное время разгона вертолета Ми-24 с $G = 11200$ кгс от 100 до 150 км/ч в горизонтальном полете при $H_{\text{ман}} = 1000$ м, $t_{\text{нар.в}} = 20^\circ\text{C}$. Следовательно имеем $\theta = 0$, $\gamma = 0$, $n_y = 1$. Для решения этой задачи воспользуемся системой уравнений 8.6. Из 3-х уравнений остается лишь первое, да и то в упрощенном виде

$$n_x = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}, \text{ откуда в}$$

приращениях $\Delta t = \frac{\Delta V}{n_{\text{хср}} g}$

(8.7).

$n_{\text{хср}}$ берем с рисунка 8.2, тем более, что все параметры полета, в том числе и режим работы силовой установки, указанные в примере, для нас подходят

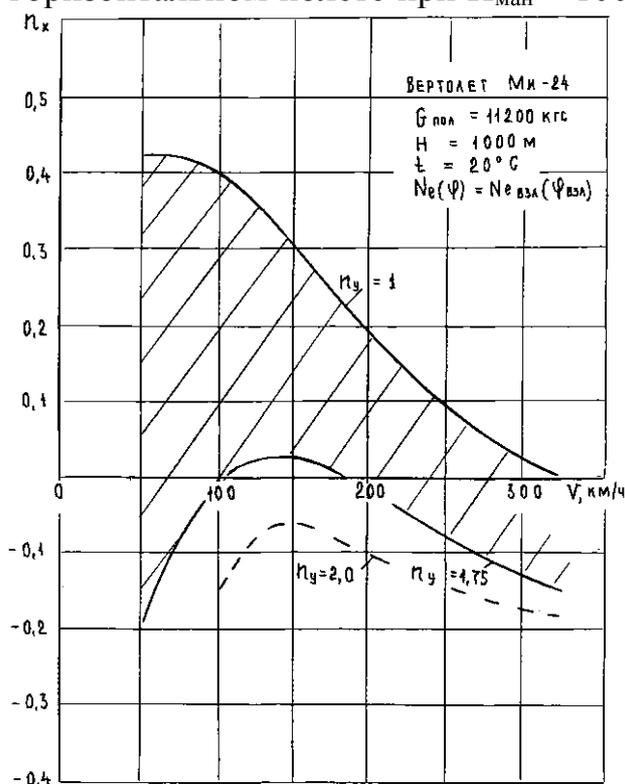


Рис.8.2 Область возможных значений тангенциальной перегрузки для разгона и торможения

$$\Delta t = \frac{50/3,6 \text{ м/с}}{4 \text{ м/с}^2 \cdot 0,35} = 10 \text{ сек.}$$

Естественно, возникает вопрос. А как изменится время разгона, если, скажем, изменить $G_{\text{пол}}$, $N_e(\varphi)$?

Из формулы 8.7 мы видим, что все дело в перегрузке $n_{\text{хср}}$.

Предельно ясно, что с уменьшением $G_{\text{пол}}$ зависимость $n_x = f(V)$ эквидистантно сместится вверх, $n_{\text{хср}} \uparrow$, время разгона уменьшится.

С увеличением $N_{\text{ман}}$, $t_{\text{нар.в}}$ продольная перегрузка $n_x = f(V)$ эквидистантно сместится вниз $n_{\text{хср}} \downarrow$, время разгона увеличится.

P.S. Все рассуждения проведены для $n_y = 1$, то есть разгона в горизонтальной плоскости. Но можно взять случай, когда разгон выполняется при пикировании, причем это будет намного интенсивней, чем в ГП. Кривая $n_x = f(V)$ при $n_y < 1$ будет располагаться выше кривой $n_x = f(V)$ при $n_y = 1$, то есть, $n_{\text{хср}}$ будет больше и, следовательно, время разгона меньше.

8.3.2 Виращ

Виращ – это полет вертолета по кругу на постоянной высоте и с постоянной скоростью.

Из 3-х уравнений системы 8.6 остаются два и то в упрощенном виде:

$$\begin{aligned} n_y \text{Cos} \gamma - 1 &= 0 \\ n_y \text{Sin} \gamma &= \frac{V}{g} \frac{d\psi}{dt} \end{aligned} \quad (8.8)$$

Из первого уравнения системы 8.8, имеем:

$$n_y \text{Cos} \gamma - 1 = 0; \quad n_y = \frac{1}{\text{Cos} \gamma},$$

тогда второе уравнение приобретает вид:

$$\text{tg} \gamma = \frac{V}{g} \omega.$$

Умножая на R правую и левую часть, имеем:

$$R \text{tg} \gamma = \frac{V^2}{g}; \quad R = \frac{V^2}{g \text{tg} \gamma}. \quad (8.9)$$

Так как:

$$\text{tg} \gamma = \frac{\text{Sin} \gamma}{\text{Cos} \gamma} = \frac{\sqrt{1 - \text{Cos}^2 \gamma}}{\text{Cos} \gamma} = \sqrt{n_y^2 - 1},$$

то формула для вычисления радиуса виража может иметь и такой вид:

$$R = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (8.10).$$

Задавая n_y на конкретной V , находим $R_{\text{вир}}$, и далее, определяем время выполнения виража.

$$t = \frac{2\pi R}{V} = 2\pi \frac{V}{g\sqrt{n_y^2 - 1}} = 2\pi \frac{V}{gtg\gamma} \quad (8.11).$$

Пример. Определить предельные радиус и время выполнения виража вертолетом Ми-24 на $V = 100$ км/ч. ($G_{\text{пол}} = 11200$ кгс, $H_{\text{ман}} \approx 1000$ м, $t_{\text{нар.в}} = 20^\circ\text{C}$).

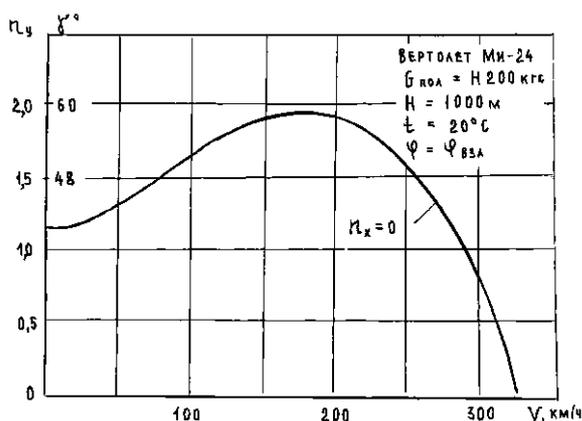


Рис. 8.3. Располагаемый диапазон нормальных перегрузок для вертолета Ми-24 при заданных условиях

Воспользовавшись рисунком 8.3 определяем располагаемую, то есть максимально возможную, перегрузку, которую летчик может реализовать на этой скорости.

$$n_{ур} = f(V = 100 \text{ км/ч}) = 1,6 (\gamma = 51^\circ).$$

Далее по формулам 8.10 и 8.11 находим радиус виража и время его выполнения:

$$R = \frac{100/3,6}{10 \cdot 1,23} = 62,7 \text{ м};$$

$$t = 2\pi \frac{100/3,6}{10 \cdot 1,23} = 14,18 \text{ сек}.$$

Как будет меняться R и t , если будет меняться $G_{\text{пол}}$, $H_{\text{ман}}$, $t_{\text{нар.в}}$, $N_e(\varphi)$?

Однозначно видно, что и R и $t_{\text{нар.в}}$ на одной и той же скорости зависят лишь от $n_{ур}$. Разумеется, если уменьшить $G_{\text{пол}}$, то $n_{ур} \uparrow$, а R и $t_{\text{нар.в}} \downarrow$. Увеличение $H_{\text{ман}}$, $t_{\text{нар.в}}$ приведет к уменьшению $n_{ур}$, а R и $t_{\text{вир}}$ увеличатся. Уменьшение мощности силовой установки приведет к уменьшению $n_{ур}$, а R и $t_{\text{вир}}$ увеличатся.

8.3.3. Форсированный вираж

Иногда условия полета требуют выполнения виража в ограниченном пространстве. Это потребует большего угла крена, большей перегрузки. Но...создать ее лишь за счет φ и V уже невозможно. Тогда летчик подключает третий фактор, то есть угол атаки НВ " α_n ," беря РУ "на себя". В результате получается форсированный вираж, то есть вираж, выполняемый с гашением скорости. Для расчета форсированного виража необходима "сетка" n_x (рис.8.4):

$$n_x = f(V, n_y = \text{var}).$$

Анализ рисунка 8.4 показывает, что вираж с $n_y = 2$, что соответствует крену 60° , без торможения ($n_x < 0$) невозможен. Из рисунка мы видим еще и то, какие потребные n_x (а следовательно и отклонения РУ "на себя") потребны на различных скоростях полета, чтобы он происходил без потери высоты. Знать "сетку" n_x , или уметь ее рассчитать для конкретного вертолета - это значит иметь или уметь создать "инструмент" для расчета маневров, либо их связок.

Как это сделать?

Это будет показано на V курсе. А сейчас, в качестве примера, покажем расчет форсированного разворота для вертолета Ми - 24 с $G_{пол} = 9700$ кгс, на высоте $H = 1000$ м при температуре наружного воздуха $t = 20^\circ$ С. Рассчитанная "сетка" n_x для этих условий показана на рис. 8.4.

Форсированный разворот начинаем с установившегося горизонтального полета на скорости 235 км/ч. Ну ..., мы так решили. В принципе эта скорость может быть и иная. Чтобы воспользоваться рассчитанной "сеткой" n_x , необходимо систему координат сдвинуть вверх так, чтобы на скорости 235 км/ч $n_x = f(\dots, n_y = 1) = 0$. Тогда полученная "сетка" n_x будет соответствовать полету на некотором постоянном значении $\varphi < \varphi_{взл}$ (рис.8.4). $\Delta n_x \cong 0,04$

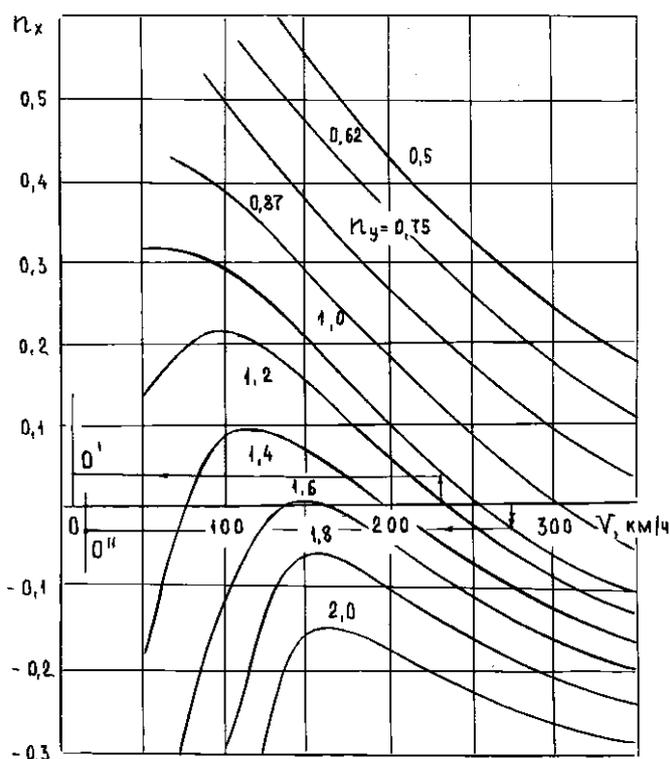


Рис. 8.4. Рассчитанная «сетка» n_x

Теперь запишем уравнение движения "работающие" при выполнении маневра в горизонтальном полете:

$$n_x = \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt}$$

$$n_y \sin \gamma = \frac{V}{g} \cdot \frac{d\psi}{dt}$$

Или в приращениях:

$$\Delta V = n_x g \Delta t$$

$$\Delta \psi = n_y \sin \gamma g \Delta t / V = \operatorname{tg} \gamma g \Delta t / V$$

Далее, методом численного интегрирования (суммирования), мы можем последовательно, увеличивая t , найти все, интересующие нас, параметры движения. Результаты расчета сводим в таблицу

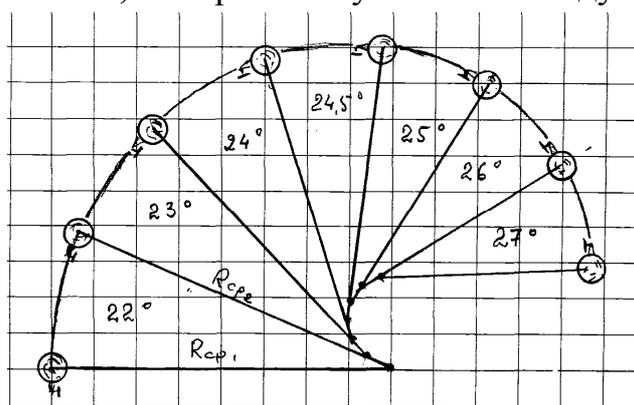
Таблица 8.1

параметр	t,сек	0	2	4	6	8	10	12	14	16
$V=V+\Delta V$		226	218	211	204,5	198	192	187		
$\Psi=\Psi+\Delta \Psi$		0	22	45	69	93,5	119	145	172	
$n_y(\gamma = 51^\circ)$		1,6	1,6	1,6	1,6	1,6	1,6	1,6	1,0	
$\Delta \psi = \frac{\operatorname{tg} \gamma g \Delta t \cdot 3,6 \cdot 57,3}{V}$		22	23	24	24,5	25	26	27		
$n_x = f(V_{пр}, n_y)$		-	-	-	-0,09	-	-	-		
		0,13	0,14	0,10		0,08	0,08	0,07		
$\Delta V = g n_x \Delta t \cdot 3,6$		-9	-8	-7	-6,5	-6	-6	-5		
$V_{cp} = V + \frac{\Delta V}{2}$		230	222	214	207	201	195	189		
$R_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g \operatorname{tg} \gamma (3,6)^2}$		330	308	286	268	252	238	223		

По полученным результатам строим график (рис.8.5). Порядок построения следующий:

- из предполагаемого центра виража средним радиусом проводим дугу, равную углу $\Delta \psi$, пройденную вертолетом за первые две секунды;

- далее, из точки б (рис.8.5.) откладываем новый средний радиус, то есть тот, который получен за последующие две секунды. Тем самым мы



Ри. 8.5. Графическое изображение форсированного виража

соответствует развороту вертолета для продолжения полета в противоположном направлении.

доказываем, что у форсированного виража нет постоянной координаты оси вращения;

- из нового центра проводим дугу, равную углу $\Delta \psi$, пройденную вертолетом за последующие две секунды и так далее.

Расчет, да и построение заканчиваются, когда ψ становится равным или несколько большим 180° , что и

соответствует развороту вертолета для продолжения полета в

8.4. Маневры в вертикальной плоскости

К маневрам в вертикальной плоскости следует отнести "горку", "пикирование", петлю Нестерова. Расчет маневра в вертикальной плоскости покажем на примере расчета "горки", выполненной вертолетом с $G_{пол} = 9700$ кгс, на высоте $H = 1000$ м при температуре наружного воздуха $t = 20^\circ$ С.

Горка выполняется с установившегося горизонтального полета. Скорость начала маневра можно выбирать произвольно. Единственно, что потребуется, это привести "сетку" n_x в соответствие с тем шагом НВ (мощностью силовой установки), который вы будете иметь в начале маневра. Пусть маневр начинается на скорости 275 км/ч. На рис. 8.4 "сетка" n_x поднимется вверх, что соответствует изменению перегрузки на $\Delta n_x = -0,03$

Запишем уравнения движения для горки. Это маневр в вертикальной плоскости:

$$n_x - \sin \Theta = \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt}$$

$$n_y - \cos \Theta = \frac{V}{g} \cdot \frac{d\Theta}{dt}$$

В приращениях это будет выглядеть так:

$$\Delta V = (n_x - \sin \Theta)g\Delta t$$

$$\Delta \Theta = (n_y - \cos \Theta)g\Delta t / V$$

Составляем и заполняем таблицу:

Таблица 8.2

параметр	Ввод в горку			Набор высоты					Вывод			ГП
	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	
$V=V+\Delta V$	275	267	248	220	186	177	161	147	135	138	148	160
$\Theta = \Theta + \Delta \Theta$, град.	0	9	18	29	29	29	29	29	29	21	12	3
n_y	1,6	1,6	1,6	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,62	0,62	0,62	1,0
$n_x = f(V_{пр}, n_y)$	-0,11	-0,1	-0,08	9,16	0,21	0,27	0,3	0,33	0,53	0,53	0,48	-
$\sin \Theta$	0	0,16	0,31	0,49	0,49	0,49	0,49	0,49	0,49	0,36	0,31	-
$\Delta V = g(n_x - \sin \Theta)\Delta t \cdot 3,6$	-8	-19	-28	-24	-19	-16	-14	-12	3	10	12	-
$\cos \Theta$	1	0,99	0,95	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,87	0,93	0,98	-
$\Delta \Theta = (n_y - \cos \Theta) \frac{g\Delta t}{V} \cdot 3,6 \cdot 57,3$ град	9	9,4	11	0	0	0	0	0	-8	-9	-9,3	-
$V_{cp} = V + \frac{\Delta V}{2}$	271	258	234	208	187	168	154	141	136	143	154	-

$R_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g(n_y - \cos \Theta) \cdot 3,6^2}$	940	853	702	-	-	-	-	-	570	511	504	-
--	-----	-----	-----	---	---	---	---	---	-----	-----	-----	---

По данным таблицы строим график (рис.8.6), исходя из следующих рассуждений:

- отклоняя ручку управления "на себя", летчик создает перегрузку $n_y = 1,6$ и тем самым вводит вертолет в горку;

- выбираем масштаб и по R_{cp} за первые две секунды проводим дугу, соответствующую первому $\Delta\Theta$;

- из точки б откладываем R_{cp} , соответствующий последующим двум секундам. Проводим дугу, соответствующую второму $\Delta\Theta$;

- данные операции продолжаем до тех пор, пока угол Θ не достигнет требуемых 30° ;

- отклоняя ручку управления "от себя", летчик уменьшает n_y до 0,87, фиксируя тем самым угол наклона траектории;

- после достижения скорости 130 км/ч дальнейшим отклонением ручки управления "от себя" и созданием перегрузки $n_y = 0,62$ летчик выводит вертолет из горки;

- после достижения $\Theta = 0$, уже отклонением ручки управления "на себя" летчик переводит вертолет в горизонтальный полет.

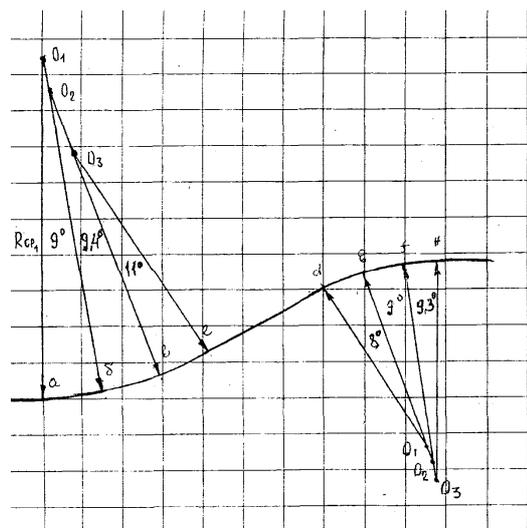


Рис. 8.6. Графическое изображение «горки»

8.5. Пространственные маневры

К маневрам в пространстве следует отнести спираль, боевой разворот, разворот на горке, поворот на горке. Расчет маневра в пространстве покажем на примере боевого разворота вертолета с $G_{пол} = 9700$ кгс, на высоте $H = 1000$ м при температуре наружного воздуха $t = 20^\circ$ С.

Для пояснения методики расчета боевого разворота воспользуемся рис.8.4, где приведена "сетка" n_x для указанных в заголовке условий. Скорость начала маневра выбираем 275 км/ч. Результаты расчета приведены в таблице 8.3, графическое изображение показано на рис.8.7.

На рис.8.1 показана схема сил и записаны уравнения движения для данного маневра. Видим, что перегрузка " n_y " при выполнении боевого разворота получается не за счет общего шага, а за счет угла атаки НВ " $\alpha_{нв}$ ". Это позволяет выполнить маневр по набору высоты и изменению направления движения очень динамично.

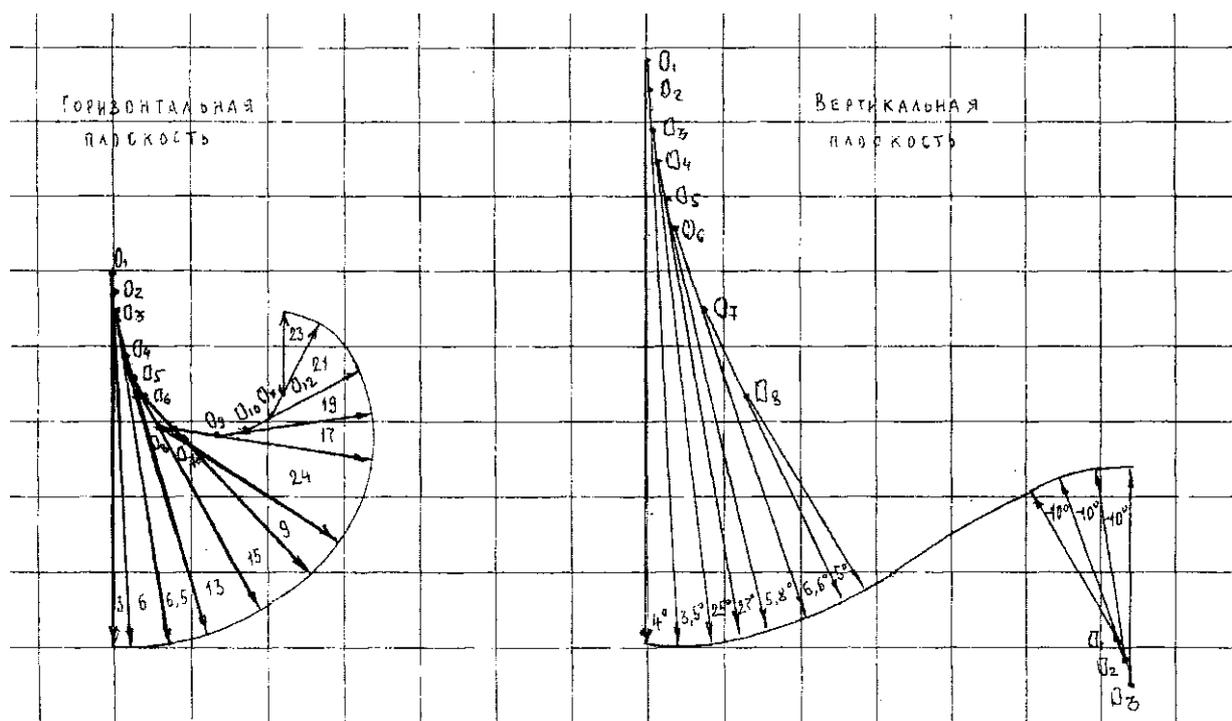


Рис. 8.7. Графическое изображение боевого разворота

8.6. Техника выполнения маневров

8.6.1. Техника выполнения разгона, торможения

Разгон выполняется отклонением РУ "от себя" с одновременным увеличением ОШ (если таковой имеется). $n_x = f(V)$ имеет вид (рис. 8.2).

Наибольшее значение перегрузок $n_x = \frac{T_x - x_{ep}}{G}$ будет на малых скоростях,

так как у летчика есть возможность реализовать большие значения T_k , а $X_{вр}$ пока мало. На максимальной скорости $n_x = 0$.

Темп разгона зависит от эксплуатационных условий:

$$G \downarrow \rightarrow n_x \uparrow;$$

$$T_{нар.в.} \uparrow \rightarrow n_x \downarrow;$$

$$H_{ман} \uparrow \rightarrow n_x \downarrow.$$

Наибольший темп разгона можно получить в пикировании, когда $n_y \downarrow \rightarrow n_x \uparrow$.

Торможение выполняется отклонением РУ "на себя" и в зависимости от V полета отклонением ОШ вниз на первых режимах, либо вверх на вторых режимах. Продольная перегрузка $n_x = f(V)$ при торможении имеет вид (рис. 8.5). Возможности торможения также зависят от эксплуатационных факторов:

$$G \downarrow \rightarrow |n_x| \uparrow;$$

$$t_{\text{нар.в.}} \uparrow \rightarrow |n_x| \downarrow;$$

$$H_{\text{max}} \uparrow \rightarrow |n_x| \downarrow.$$

Однако наиболее эффективное торможение происходит путем выполнения "горки", то есть торможение с увеличением n_y .

P.S. Следует отметить, что при энергичном торможении на больших скоростях полета, отклонение РУ "на себя" и уменьшение ОШ способствуют энергичному росту оборотов, поэтому необходим постоянный контроль за ними.

8.6.2 Техника выполнения виража

Вираж выполняется отклонением РУ вправо (влево) с одновременным увеличением ОШ вплоть до взлетного значения. При этом всю полученную перегрузку $n_{yр} = f(\varphi, V)$ летчик переводит в крен $\gamma = \arctg \frac{1}{n_{yр}}$.

Продольная перегрузка " n_x " на вираже равна нулю. Скорость не меняется. Следует помнить, что при вводе в левый вираж, вертолет стремится

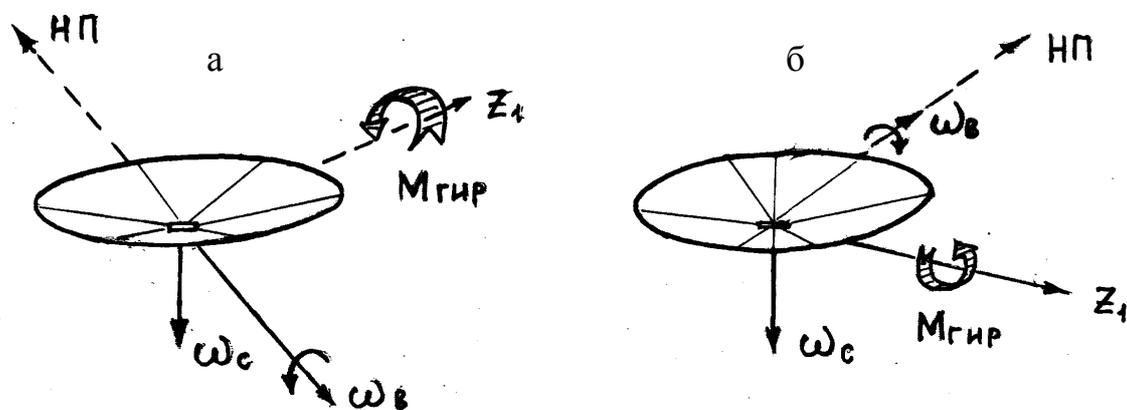


Рис. 8.8 (а,б). Действия $M_{\text{гир}}$ на вводе в левый (а) и правый (б) вираж

опустить нос, то есть имеется тенденция к разгону. При вводе в правый вираж, вертолет стремится поднять нос, то есть имеется тенденция к торможению.

Это объясняется достаточно просто, а именно возникновением гироскопического момента от НВ, который по кратчайшему расстоянию стремится совместить ось собственного вращения с осью вынужденного вращения. Численное значение $M_{\text{гир}}$ вычисляется по формуле:

^

$$M_{\text{гир}} = 2\omega_c \cdot \omega_B \cdot \text{Sin}(\omega_c \cdot \omega_B)$$

На рис. 8.8 (а,б) схематично показано действие $M_{\text{гир}}$ при вводе в левый и правый вираж. НП – направление полета.

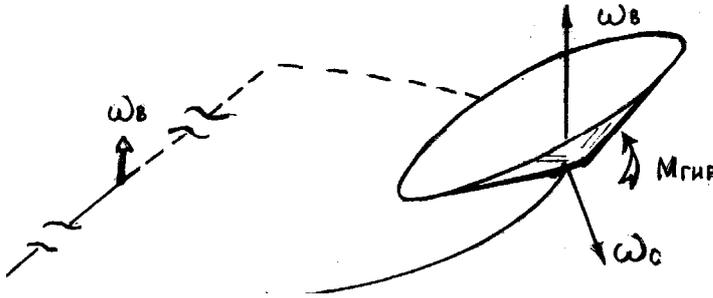


Рис. 8.9а. Действия $M_{\text{гир}}$ при выполнении левого виража

Видим, что при выполнении левого виража вертолет стремится увеличить, а при правом вираже уменьшить крен. Следовательно потребны дополнительные отклонения РУ.

Однако $M_{\text{гир}}$ действует не только в момент ввода или вывода вертолета из виража, но и при выполнении виража. На рис. 8.9 (а) схематично показано действие $M_{\text{гир}}$ при выполнении левого и рис. 8.9.(б) правого виража

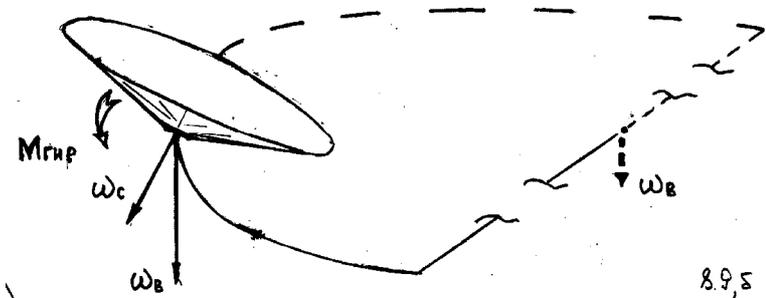


Рис. 8.9б. Действия $M_{\text{гир}}$ при выполнении правого виража

8.6.3 Техника выполнения форсированного виража

Форсированный разворот требует большего значения перегрузки чем та, которая получена за счет φ и V . Следовательно необходимо подключить еще и РУ, то есть увеличить n_y за счет α_n .

$$n_y = f(\varphi, V, \alpha_n)$$

Отклонив РУ вправо (влево), создав γ больше рекомендуемого в ИЭ значения, летчик вынужден, чтобы не допустить снижения вертолета, еще и отклонять РУ "на себя". При этом на НВ будет реализовываться большая перегрузка и вертолет даже с большим γ будет выполнять разворот без потери высоты. Правда при этом он будет терять скорость. Большие значения перегрузок позволяют реализовывать большие значения углов крена α , следовательно, получить меньшие радиусы разворота.

8.6.4 Техника выполнения горки, пикирования

а) "Горка" состоит из участков ввода, прямолинейного набора Н и участка вывода. Для ввода в "горку" необходимо из установившегося режима горизонтального полета плавным отклонением РУ "на себя" создать $n_y > 1$ и с темпом 3 – 5% изменить угол тангажа вертолета до рекомендуемого в ИЭ значения. Получив требуемое значение угла тангажа (θ), отклонением РУ "от себя" зафиксировать его (при этом $n_y = \text{Cos}\theta$). После достижения вертолетом скорости 100 – 110 км/ч, дальнейшим отклонением РУ "от себя" и созданием перегрузки $n_y < \text{Cos}\theta$, начать вывод из "горки". Как только θ станет равным нулю отклонением РУ "на себя" создать $n_y = 1$, тем самым переводя вертолет в горизонтальный полет.

Темп ввода для вертолета Ми-8 $3^0/\text{с}$, для вертолета Ми-24 – $5^0/\text{с}$, темп вывода и у того и у другого несколько меньше. Если это выдерживается, то не превышаюся ни максимально возможная, ни минимально возможная эксплуатационные перегрузки.

Пример. На вводе.

Вертолет Ми -8 (V = 250км/ч):

$$n_y - \text{Cos}\theta = \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt};$$

$$n_y - 1 = \frac{250/3.6}{10} \cdot \frac{3^0/\text{с}}{57.3};$$

$$n_y - 1 = 0,36;$$

$$n_y = 1,36.$$

Это меньше чем $n_{y \text{ доп}}^3 = 1,5$ (вертолет Ми-8).

Вертолет Ми-24 (V = 315км/ч):

$$n_y - 1 = 0,76;$$

$$n_y = 1,76.$$

Это меньше чем $n_{y \text{ доп}}^3 = 1,8$ (вертолет Ми-24).

На выводе из пикирования, V = 250 км/ч:

$$n_y - \text{Cos}\theta = \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}; \quad \frac{d\theta}{dt} = -3^0/\text{с};$$

$$n_y - 1 = -0,36;$$

$$n_y = 0,64.$$

Это больше, чем $n_{y \text{ доп min}}^{\text{э}} = 0.5$.

"Пикирование" это зеркальное отображение *"горки"*. Все предыдущие рассуждения справедливы и здесь.

8.6.5 Техника выполнения спирали

Спираль, как фигура пилотажа, используется для набора высоты или для снижения вертолета в ограниченном пространстве.

При выполнении восходящей спирали, полученную располагаемую перегрузку за счет ОШ и скорости полета, летчик частично переводит в крен, а частично в набор высоты. У него есть выбор, либо очень вялый набор высоты, но интенсивный разворот, либо вялотекущий разворот, но интенсивный набор высоты.

Но ... по сравнению с виражом, однозначно можно сказать, что реализуемые крены будут меньше, а радиусы разворота больше.

8.6.6 Техника выполнения боевого разворота

Боевой разворот – это сочетание 2-ух фигур, форсированного виража и горки.

Эта фигура сама по себе требует значительных перегрузок. Следовательно, боевой разворот – это очень динамичная фигура, выполняемая на пределе возможностей вертолета и именно маневренного вертолета. Так вертолет Ми-24 на $V > 250$ км/ч позволяет реализовать угол тангажа до 30° , а угол крена до 45° .

Как реализовать большую перегрузку? Только с использованием всех факторов. А именно и шага НВ, и скорости, и угла атаки НВ. Поэтому принципиальное отличие боевого разворота, скажем, от половинки восходящей спирали заключается в том, что на спирали $T = f(\varphi, V)$, а на боевом развороте $T = f(\varphi, V, \alpha_n)$.

Поэтому и схема сил на спирали и боевом развороте имеют принципиальные отличия (см. рис. 1.19, рис. 8.1). На спирали это "утюг", на боевом развороте – это "стрела". Боевой разворот – фигура более динамичная. Так для выполнения этой фигуры на $V = 300$ км/ч вертолету Ми-24 требуется лишь 20 – 30 сек. При этом вертолет набирает 400 м высоты.

На спирали все значительно хуже.

При выполнении боевого разворота у летчика также есть выбор. Либо набрать значительную высоту, выполняя вяло текущий разворот, либо наоборот выполнить интенсивный разворот, но практически не набрать высоты.

8.6.7 Техника выполнения разворота на горке

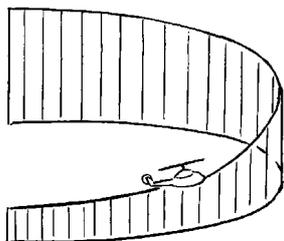


Рис. 8.10. Разворот на горке

Это боевой маневр, при котором для уменьшения радиуса разворота летчик использует горку как фигуру, приводящую к быстрому гашению скорости. Погасив V до 130 км/ч (в-т Ми-24), летчик отклоняет РУ не только от себя для вывода вертолета из "горки", но еще и влево (вправо), создавая при этом γ и обеспечивая разворот вертолета (рис. 8.10).

8.6.8 Техника выполнения поворота на горке

Иногда для выполнения повторной атаки требуется не разворот на горке, а поворот на горке (рис.8.11).

Эта фигура также начинается на $V = 130$ км/ч (вертолет Ми-24) соответствующим отклонением педалей.

При даче педалей происходит переход угла тангажа в крен и далее угла крена в тангаж противоположного знака.

P.S. Следует помнить, что при выполнении любой фигуры при интенсивном искривлении траектории движения будут проявляться гироскопические моменты, как от НВ, так и в меньшей мере от РВ. Нежелательные тенденции надо парировать соответствующим отклонением РУ.

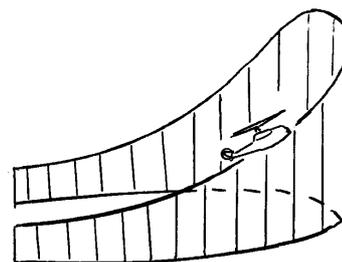


Рис. 8.11. Поворот на горке

ГЛАВА 9

ЛЕТНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА.
ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

9.1 Летно-эксплуатационные ограничения

Ограничения по центровкам.

На основании характеристик управляемости (мощности управления)

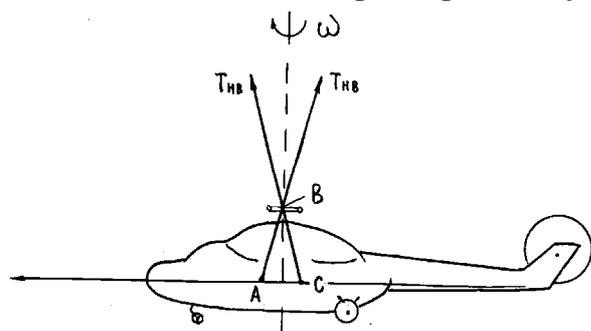


Рис. 9.1. К вопросу о допустимых значениях продольной центровки вертолета

при отклонении РУ от нейтралы до упора в продольном отношении достигается максимальный управляющий момент, то есть вектор тяги в этом случае максимально отклоняется либо вперед, либо назад, что соответствует максимальному балансировочному углу "δ". Поэтому при проектировании вертолета стремятся сделать так, чтобы эксплуатационный диапазон

центровок находился между линиями действия тяги НВ при ее отклонении на максимальную величину (рис. 9.1), и центр масс вертолета всегда лежал внутри угла АВС, образуемого линиями действия тяги при максимальном отклонении ее вперед, назад.

Очевидно, что для летчика очень важно на любом эксплуатационном режиме иметь возможность не только сбалансировать вертолет, но еще и иметь некоторый "запас" управления на непредвиденный случай ($\approx 20\%$ хода РУ).

Предельно – передняя центровка ограничена запасом хода РУ "на себя" на висении при допустимом по ИЭ ветре сзади. Отметим факторы, требующие отклонения РУ "на себя". Это:

- заклинение вала НВ вперед на $4^\circ 30'$ (вертолет Ми-8). Если не взять РУ "на себя" вертолет в момент отделения будет смещаться вперед;
- передняя центровка, которая вызовет отклонение носа вертолета вниз и, как следствие, создание пропульсивной силы " T_x ";
- ветер сзади отклоняет конус НВ вперед, создает тем самым T_x и создает на фюзеляже $X_{вр}$. И та, и другая сила стремятся сместить вертолет вперед. Потребуется отклонение РУ "на себя", чтобы парировать это негативное действие.

Вывод: Если только запас хода РУ "на себя" не позволяет компенсировать влияние всех этих факторов получим неконтролируемое летчиком смещение вертолета вперед и возможное столкновение вертолета с препятствием.

Предельно – задняя центровка определяется необходимым запасом хода РУ "от себя" при полете на V_{\max} . Иметь V_{\max} и при этом еще 20% запаса хода РУ вперед, самые благоприятные условия для летчика.

Все наши рассуждения легко поясняются при рассмотрении балансировочных кривых конкретного вертолета. На рис. 2.3 приведены балансировочные кривые вертолета Ми-8, из анализа которых видно где и при каких условиях запасы управления становятся критическими.

Ограничение полетной массы вертолета и массы груза.

Исходя из тактико-технических требований (ТТТ), предъявляемых к проектируемому вертолету, конструктор назначает летно – технические характеристики, производится подбор силовой установки с таким расчетом, чтобы ТТТ к этому вертолету были выполнены. Для вертолета МИ-8, исходя из ТТТ и его летных характеристик нормальная взлетная масса ограничена величиной $G_{\text{норм}}=11100$ кгс.

Именно такая величина выбрана из расчета возможности вертолета висеть вне зоны влияния "воздушной подушки" в стандартных атмосферных условиях с обеспечением 15% запаса хода правой педали.

При этих условиях на взлетном режиме работы силовой установки несущий винт развивает тягу равную $T_{\text{св}} = 11400$ кгс (рис. 5.5). Естественно, что при большем $G_{\text{взл}}$ вертолет либо не сможет выполнить режим висения при данных условиях, либо уменьшится запас хода правой педали (а это неприятно тем, что вертолет может попасть в самопроизвольное вращение), либо вертолет сможет зависнуть, но уже в зоне влияния "воздушной подушки".

Максимальная взлетная масса вертолета Ми-8 ограничена величиной $G_{\text{взл max}} = 12000$ кгс из расчета возможности вертолета по выполнению висения в зоне влияния "воздушной подушки" на высоте 3 м до колес на взлетном режиме работы силовой установки в стандартных атмосферных условиях с обеспечением 15% запаса хода правой педали.

В процессе эксплуатации предельной взлетной вес вертолета определяется с помощью специальных номограмм, учитывающих влияние H , $t_{\text{нар в}}$, скорости ветра, запасы путевого управления.

Вводится ограничение и на перевозимый в кабине груз. Десантная нагрузка 2000 кгс, нормальная – 3000 кгс, максимальная за счет недозагрузки топлива – 4000 кгс. Ограничение вводится по прочности пола грузовой кабины вертолета.

Ограничение по скорости ветра.

Для всех вертолетов при эксплуатации их на земле и на висении установлены ограничения допустимых скоростей ветра в зависимости от его направления. Это объясняется тем, что ветер меняет действующие силы, что может оказывать как положительное так и отрицательное влияние на условия летной эксплуатации. При малых оборотах НВ (при

раскрутке и останове, когда центробежные силы малы) скорости ветра более 10м/с могут оказать решающее влияние на тягу лопасти и вызвать ее неупорядоченное маховое движение с ударами по упорам, захлестыванием вниз и возможным касанием хвостовой балки. Наибольшую опасность при этом создает ветер справа.

Запуск и останов двигателей возможен при скоростях и направлениях ветра для вертолета Ми-8:

- спереди – 20м/с;
- слева, справа – 10м/с;
- сзади – 8м/с.

На рабочих оборотах НВ (выше малого газа) тяга лопасти создается в основном за счет окружной скорости и скорость ветра оказывает на нее сравнительно малое влияние.

Допустимая скорость ветра при взлете и посадке:

- спереди – 20м/с;
- справа, слева – 10м/с;
- сзади – 5м/с.

Но теперь физическая сущность ограничений иная. Ветер спереди 20м/с ограничен по причине того, что это предельная скорость на которой прекращается сказываться влияние "воздушной подушки". Как видно из рис. 9.2 висеть при ветре спереди более 20м/с опасно, так как изменение скорости в сторону уменьшения, вызывает просадку вертолета и летчик может просто не успеть парировать ее увеличением ОШ. Если же вертолет висит при скоростях ветра менее 20м/с, то его уменьшение лишь вызовет увеличение эффекта "воздушной подушки" и $T_{НВ}$ останется "на полочке", то есть без изменений.

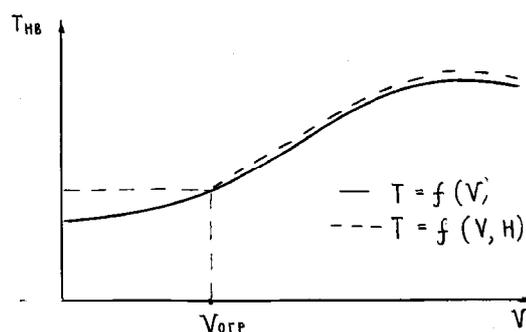


Рис. 9.2. К вопросу об ограничении скорости ветра спереди

Боковой ветер значительно меняет тягу РВ и запасы путевого управления. Но... ветер слева менее опасен, так как падение $T_{РВ}$ незначительно, чего не скажешь о ветре справа. Режим "вихревого кольца", который может возникнуть на РВ может вызвать самопроизвольное вращение вертолета, то есть "плоский штопор".

Причину ограничения ветра сзади уже рассматривали. Это уменьшение запаса хода РУ "на себя", особенно в случае если центровка вертолета максимально передняя.

Ограничения по взлетно – посадочным площадкам.

Согласно ИЭ для взлета и посадки требуются площадки следующих размеров:

- взлет по - вертолетному вне зоны влияния "ВП" – 50 x 150 м;
- взлет по - самолетному – 40 x 250 м.

Линия возвышения препятствий по направлению взлета должна иметь наклон по отношению к горизонту не более $1 \div 15$.

Вводятся ограничения и по уклонам площадок:

- носом и левым бортом на уклон – 7° ;
- правым бортом на уклон – 5° ;
- носом под уклон – $2^\circ 30'$.

Причина ограничений – это запасы управления, которые имеются у летчика для парирования смещения вертолета под уклон в результате различного влияния "ВП" на лопасти НВ (рис. 9.3).

Видим, что предпочтительней выполнять взлет и посадку носом или левым бортом на уклон, вероятность "скатывания" вертолета под уклон уменьшается. Посадка правым бортом, носом под уклон (с выключением

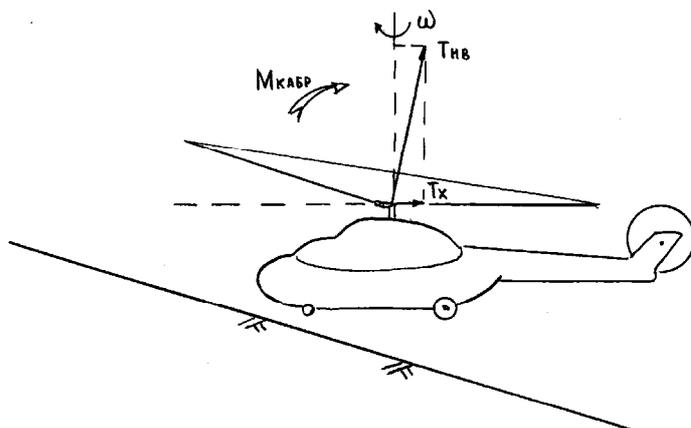


Рис. 9.3. Висение над уклоном

двигателей после посадки) запрещены, так как в этом случае наблюдается нехватка запасов поперечного и продольного управлений, безопасность не гарантируется.

Грунт на выбранных площадках должен быть твердый, ровный, выдерживать давление не менее 5 кг/см^2 . Допустимая глубина снежного покрова

на площадке не более 10 см.

Эксплуатационный диапазон H и V полета.

Причины ограничения минимальных и максимальных скоростей полета следующие:

- V_{\min} у земли ограничена по "тряске" и неустойчивым показаниям указателя скорости, равна 60 км/ч. С $H > 3000$ м ограничена по нехватке мощности и равна 75 км/ч, а с $H > 4000$ м – 100 км/ч;

- V_{\max} у земли ограничена по запасам прочности тяг управления в добустерной части, а далее по нехватке мощности и срывным явлениям, возникающим на отступающей лопасти. Равна 250 км/ч до $H = 1000$ м, 210 км/ч до $H = 2000$ м, 175 км/ч до $H = 3000$ м, 150 км/ч до $H = 3000$ м, 150 км/ч до $H = 4000$ м, 130 км/ч до $H = 4500$ м.

Понятие статического потолка для вертолета Ми-8 практически отсутствует, так как его возможности по висению вне зоны влияния воздушной подушки ничтожно малы. А вот практический динамический потолок составляет 4500 м.

Полеты у земли на высотах и скоростях, соответствующих заштрихованному диапазону H и V , без особой необходимости не выполнять, так как в этом диапазоне высот и скоростей полета не обеспечена полная безопасность посадки в случае отказа двигателей (рис. 9.4).

Эксплуатационный диапазон перегрузок. Максимально допустимые углы крена.

Вертолет Ми-8т является транспортным и, следовательно, маломаневренным летательным аппаратом. Поэтому ограничения по максимальным допустимым перегрузкам достаточно "жесткие":

до $H = 500$ м, $n_{y \text{ доп}}^3 = 1,5$;

до $H = 1000$ м, $n_{y \text{ доп}}^3 = 1,4$;

до $H = 2000$ м, $n_{y \text{ доп}}^3 = 1,3$.

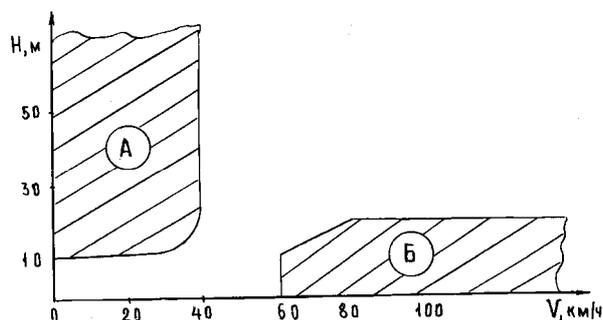


Рис. 9.4. Опасные зоны в координатах высота-скорость

Минимально допустимая перегрузка $n_{y \text{ доп}}^3 = 0,5$.

Так как мы знаем связь между перегрузкой и креном при выполнении правильных виражей (разворотов)

$$\gamma = \arctg \frac{1}{n_y}$$

легко определиться и с допустимыми углами крена.

Причина ограничения $n_{y \text{ доп}}^3 \text{ max}$ кроется в небольшой, заложенной при создании вертолета, разрушающей перегрузке, а ограничение $n_{y \text{ доп}}^3 \text{ min}$ - в возможности схлестывания лопастей НВ с хвостовой балкой.

Ограничение по оборотам НВ:

105% - на время не более 5 сек;

103% - на время не более 30 сек.

Причины ограничения:

- рост нагрузок на лопастях и втулке НВ;
- рост нагрузок в главном редукторе.

По темпу перемещения РУ, ОШ НВ.

Для предотвращения выхода вертолета на $n_y^p > 1,5$ темп изменения угла ψ (θ) не должен быть более 3°/с. РУ "на себя".

Для предотвращения выхода вертолета на $n_y^p < 0,5$ темп изменения угла ψ (θ) не должен быть более 3°/с. РУ "от себя".

Во избежании провала оборотов НВ при перемещении ОШ вверх, темп изменения не должен быть более 1°/с.

Во избежании заброса оборотов НВ при перемещении ОШ вниз темп его изменения не должен быть более 1°/с.

В первом случае винт затяжеляется, во втором – облегчается. Появляется либо недостаток крутящего момента, либо его избыток.

9.2 Отказ в полете одного двигателя

Во всех случаях при отказе авиационной техники в полете командир экипажа обязан немедленно доложить о случившемся руководителю полетов и действовать в зависимости от характера отказа, условий полета и времени, которым располагает экипаж.

При возникновении угрозы безопасности полета, командир экипажа должен действовать инициативно, спокойно и решительно, заботясь в первую очередь о сохранении жизни перевозимого личного состава и членов экипажа.

Признаки отказа:

- разбалансировка вертолета, проявляющаяся как рывок (разворот) вертолета вправо, снижение, кренение вертолета вправо с опусканием носа;
- падение частоты вращения и температуры газов отказавшего двигателя;
- увеличение частоты вращения турбокомпрессора и температуры газов работающего двигателя;
- падение частоты вращения НВ;
- падение давления топлива и давления масла отказавшего двигателя.

Обоснование поведения вертолета и действий летчика.

Основным сигналом внезапного отказа двигателя (как правило) служит рывок вертолета вправо по курсу, который физиологически ощущается летчиком и он сразу бросит взгляд на показания тахометров двигателей и НВ. Разворот вертолета вправо возникает вследствие значительного уменьшения реактивного момента НВ при незначительном падении момента от тяги РВ. Действительно, при отказе двигателя его мощность практически мгновенно (за 1 сек) уменьшается до нуля, уменьшается крутящий момент, а следовательно и $M_{p\text{ НВ}}$, и хотя частота

вращения РВ уменьшается, тяга РВ изменяется незначительно и момент тяги РВ вызовет разворот вертолета вправо ($M_{p_{нв}} < T_{pв} \cdot l_{pв}$). Летчик парирует разворот вправо дачей левой педали. Интенсивность этой разбалансировки зависит от режима работы силовой установки и режима полета вертолета в момент отказа двигателя: чем выше режим работы силовой установки, чем меньше скорость и больше высота полета вертолета, тем значительнее разбалансировка.

Падение частоты вращения НВ связано с резким уменьшением мощности (более чем в 2 раза) подводимой к НВ, так как потребный крутящий момент НВ в первый момент после отказа сохраняется почти неизменным. Падение частоты вращения НВ происходит в считанные секунды.

Хотя система автоматического регулирования силовой установки выводит работающий двигатель на повышенный режим работы вплоть до взлетного (а значит уменьшает падение частоты вращения НВ), это не освобождает летчика от необходимости незамедлительных, энергичных и грамотных действий. Необходимо уменьшить ОШ на $1 \div 4^0$ по указателю. Естественно, чем выше режим полета, тем на большую величину необходимо уменьшить ОШ (кроме висения на малой высоте). Не следует резко уменьшать ОШ, так как это приведет к увеличению V_y , а значит – потере высоты. *Помни*, что за время выхода работающего двигателя с режима малого газа на взлетный, вертолет теряет высоту и тем больше, чем меньше скорость полета.

Снижение вертолета происходит в результате уменьшения частоты вращения НВ (при $\varphi_{ош} = \text{const}$), а, следовательно, падения тяги НВ. В зависимости от условий полета (H , $t_{нв}$, состояния двигателей и так далее) летчик или немедленно выполняет посадку на подходящую площадку, или, перейдя в горизонтальный полет, подбирает площадку и производит посадку.

Кренение вертолета вправо вызвано его разворотом вправо, созданием левого скольжения, и ввиду наличия поперечной устойчивости, он на левое скольжение отреагирует обратным (правым) креном. Крен летчик парирует отклонением РУ "влево".

Опускание носа происходит из-за возникновения пикирующего момента от фюзеляжа и стабилизатора, который летчик парирует отклонением РУ «на себя».

Падение частоты вращения и температуры газов отказавшего двигателя; увеличение частоты вращения турбокомпрессора и температуры газов работающего двигателя (САУ вывела работающий двигатель на повышенный режим). Падение давления масла, давления топлива отказавшего двигателя физически ясны и летчик немедленно это определит по соответствующим указателям на приборной доске.

Кроме того, летчик сразу определяет уменьшение общего уровня шума двигателей, несмотря на выход работающего на взлетный режим.

Выводы:

- время задержки вмешательства летчика в управление регламентируется из условия предотвращения падения частоты вращения НВ, а это $1 \div 2$ с. Разбалансировка вертолета своевременно, как правило, парируется летчиком благодаря устойчивым навыкам по стабилизации углового положения вертолета;

- для обеспечения безопасного завершения полета летчик должен прежде всего уменьшить ОШ, не допуская падения частоты вращения НВ менее 92%;

- вывести работающий двигатель на взлетный режим, оценить возможный режим полета (горизонтальный полет или планирование) и, в зависимости от этого, принять решение на немедленную посадку или возвращение на аэродром.

9.2.1 Действия летчика при отказе одного двигателя в режиме горизонтального полета

Горизонтальный полет наиболее благоприятен в случае отказа одного двигателя, так как разбалансировка вертолета незначительна и легко парируется летчиком, а также происходит лишь небольшое уменьшение частоты вращения НВ. Рассмотрим четыре возможных случая:

$H > 100$ м, $V < 80$ км/ч:

- немедленно отклонить ОШ вниз (на $1 \div 4^\circ$ по указателю), не допуская падения оборотов НВ ниже 92%, и педалями удерживать вертолет от разворота вправо. Это облегчит раскрутку НВ. Чем более высокий был режим работы СУ в момент отказа, тем на большую величину необходимо уменьшать углы установки лопастей;

- определить по показаниям приборов, какой из двигателей отказал, и во избежание пожара выключить его закрытием соответствующего стоп-крана;

- закрыть пожарный кран отказавшего двигателя;

- установить взлетную мощность работающему двигателю рычагом ОШ и обороты НВ ($n_{\text{НВ}} = 92\%$);

- убедиться по сигнальному табло на щите противопожарной системы в отсутствии пожара на вертолете;

- перейти на энергичный разгон скорости путем отдачи РУ "от себя";

- при достижении скорости 100-120 км/ч перевести вертолет в горизонтальный полет;

- подобрать площадку, пригодную для посадки, и произвести посадку на одном работающем двигателе;

$H > 100$ м, $V > 120$ км/ч:

- это самый благоприятный случай для устранения нежелательных последствий в случае отказа одного двигателя. При наличии большой скорости летчик имеет возможность за счет отклонения РУ "на себя" выполнить три задачи:

- не допустить падения оборотов;
- погасить скорость до $100 \div 120$ км/ч;
- дать время исправному двигателю выйти на взлетный режим работы.

P.S. И все это выполнить либо без потери Н, либо даже с набором ее;

$H < 100$ м, $V > 120$ км/ч:

- при отказе одного двигателя на высотах 100 м и ниже надо сразу взятием РУ на себя с одновременным переводом рычагов раздельного управления двигателями вверх до упора перейти на интенсивное торможение до скорости 120 км/ч для обеспечения горизонтального полета. Увеличение угла тангажа до $15 \div 20^0$ обеспечит даже увеличение высоты полета, а также способствует сохранению оборотов НВ. После достижения экономической скорости уменьшить угол тангажа, перевести вертолет в горизонтальный полет и для сохранения частоты вращения НВ уменьшить ОШ на $1 \div 3^0$;

$H < 100$ м, $V < 80$ км/ч:

- это самый нежелательный случай, так как даже правильные действия летчика не позволяют вывести вертолета в горизонтальный полет.

Если вертолет при разгоне до высоты 20 – 30 м не достиг скорости, достаточной для перевода его в ГП, следует перейти на интенсивное торможение и произвести посадку перед собой.

P.S. 1. При наличии больших скоростей полета, при энергичном торможении вертолет выходит на рекомендуемые к полету с одним отказавшим двигателем скорости без снижения, или даже с набором высоты.

2. В полете с одним работающим двигателем разрешается использовать взлетный режим в течение 6 минут. Если невозможно выполнение безопасного полета при пониженных режимах работы одного двигателя (лес, населенный пункт, водная поверхность и т.д.) допускается использование взлетного режима работы двигателя без ограничения по времени, вплоть до выполнения посадки. После этого двигатель снимается с вертолета.

3. Экстренный останов двигателя в полете разрешается производить закрытием стоп-крана с любого режима его работы. После такого останова действовать так же, как при отказе одного двигателя.

9.3 Опасные зоны полета вертолета

На рис. 9.4 показаны опасные высоты и скорости, которые определены из условия обеспечения безопасной посадки при отказе одного двигателя (тем более двух двигателей) в стандартных атмосферных условиях при $G_{\text{пол}} = 11100$ кгс.

Если отказ двигателя произойдет при сочетаниях высот и скоростей, соответствующих внутренним точкам зон, то летчику будет исключительно трудно выполнить безопасную посадку даже на подготовленную площадку. Зона "А" соответствует малым скоростям полета и высотам до 100 м, зона "Б" соответствует большим скоростям, но малым высотам (до 20 м).

Границы этих зон соответствуют скоростям и высотам, при которых летчик способен выполнить безопасно предпосадочный маневр (разгон со снижением, торможение, выравнивание, "подрыв" ОШ НВ перед приземлением).

Правая граница зоны "А" определяется тремя факторами: режимом вихревого кольца, темпом разгона и устойчивостью показаний УС-350 и определяется значением скорости планирования ~ 40 км/ч.

Верхняя граница зоны "А" определяется запасом (потерей) высоты при разгоне вертолета с режима висения или полета на малой скорости после отказа одного (двух) двигателей и зависит от темпа разгона.

При отказе двигателя на $H > 100$ м на малой скорости возможен переход вертолета в горизонтальный полет с потерей высоты в процессе разгона.

При отказе двигателя в зоне "Б" летчик не успевает погасить поступательную скорость и сбалансировать вертолет для посадки.

Но при отказе двигателя на $V > V_{\text{эк}}$ вертолет имеет большой запас кинетической энергии движения. При своевременном сбросе ОШ (для раскрутки НВ) и одновременном увеличении тангажа до $15 \div 20^\circ$ вертолет переходит на предпосадочное планирование (и даже на режиме самовращения) практически без потери высоты и оборотов НВ. Начальная потеря высоты в момент отказа двигателя (двигателей) компенсируется увеличением высоты при интенсивном торможении. Интенсивное торможение при отказе одного двигателя на $V > V_{\text{эк}}$ может привести к значительному набору высоты (> 100 м).

Выводы:

- при взлетах, полетах и посадках летчик должен выбирать траекторию полета так, чтобы избежать нахождения (минимальное время, если необходимо) в опасных зонах.

9.4 Посадка с одним работающим двигателем

Основная цель при посадке с одним работающим двигателем – погасить V_y снижения, для чего используется:

- мощность работающего двигателя;
- кинетическая энергия движения вертолета (\downarrow поступательной скорости $\rightarrow \uparrow \alpha_n \rightarrow \uparrow T_y \rightarrow \downarrow < \theta$ и $\downarrow V_y$);
- кинетическая энергия вращения НВ (\uparrow ОШ $\rightarrow \uparrow \varphi$ лопастей $\rightarrow \uparrow T_{НВ}$ кратковременно, но $\downarrow n_{НВ}$. Это действие летчика называется "подрывом". Он используется для $\downarrow V_y$ перед самой землей. После "подрыва" $n_{НВ}$ и $T_{НВ}$ быстро уменьшаются.

При "подрыве" можно погасить тем большую V_y :

- чем больше мощность работающего двигателя перед началом "подрыва";
- чем больше $n_{НВ}$ перед началом "подрыва";
- чем больше время, в течение которого производится "подрыв".

Эффективность "подрыва" увеличивается, если летчик производит его в нарастающем темпе по мере приближения к земле. "Подрыв" более эффективен при наличии поступательной скорости (эффект "косой обдувки").

Для обеспечения безопасной посадки, предпосадочный маневр состоит из:

- разгона со снижением;
- торможения;
- выравнивания;
- "подрыва" общего шага НВ.

Помни! Во всех случаях отказа двигателя приземление вертолета (касание земли) выполняется на основные колеса с последующим опусканием переднего колеса, торможением колес и выключением работающего двигателя. Условие безопасной посадки – отсутствие крена и сноса вертолета в момент приземления, что может вызвать поломку шасси или опрокидывание вертолета.

Посадка с коротким пробегом (рекомендуемая И.Э.).

Такая посадка производится в случае отказа одного двигателя и с учебной целью. Посадку с учебной целью рекомендуется выполнять при $G_{пол} \leq 11100$ кгс (рис. 9.5).

Для выполнения учебной посадки с одним работающим двигателем необходимо:

- на $H = 500 \div 700$ м установить скорость $V = 120$ км/ч и на этой скорости выключить один двигатель;

- выполнить заход на посадку против ветра, произвести снижение на скорости 120 км/ч до $H = 100$ м;

- с $H = 100$ м установить скорость планирования $80 \div 70$ км/ч, а $V_y = 2 \div 3$ м/с (чем больше ветер встречный, тем больше держать поступательную скорость для сохранения угла θ);

- с $H = 40 \div 30$ м начать уменьшать поступательную скорость и одновременно вывести рычагом ОШ работающий двигатель на взлетный режим с таким расчетом, чтобы к моменту подхода вертолета к земле на $H = 15 \div 10$ м вертикальная скорость была $3,5 \div 4$ м/с (поступательная скорость при этом будет $30 \div 20$ км/час, не следует уменьшать поступательную скорость менее $30 \div 20$ км/час, так как потребуются большая мощность, а влияние «воздушной подушки» еще практически отсутствует. Возможно $\uparrow \uparrow V_y$);

- с $H = 5 \div 6$ м начать уменьшать V_y взятием ОШ вверх до $10 \div 12^\circ$ по УЩВ за $1,5 \div 2$ с с таким расчетом, чтобы погасить ее к моменту приземления вертолета. Стремление вертолета к развороту влево при \uparrow ОШ парировать отклонением педалей. "Подрыв" общего шага – наиболее ответственный этап. Летчик, оценивая визуальную высоту и V_y изменяет темп "подрыва", учитывая, что при слишком медленном \uparrow ОШ уменьшается эффективность "подрыва", а при слишком быстром – возможен помпаж работающего двигателя и его выход из строя, что допустимо только в аварийной ситуации. Если "подрыв" начат преждевременно, замедлить его темп (даже уменьшить ОШ на $2 \div 3^\circ$ для сохранения n_{HB}), но затем более энергично выполнить "подрыв". Если

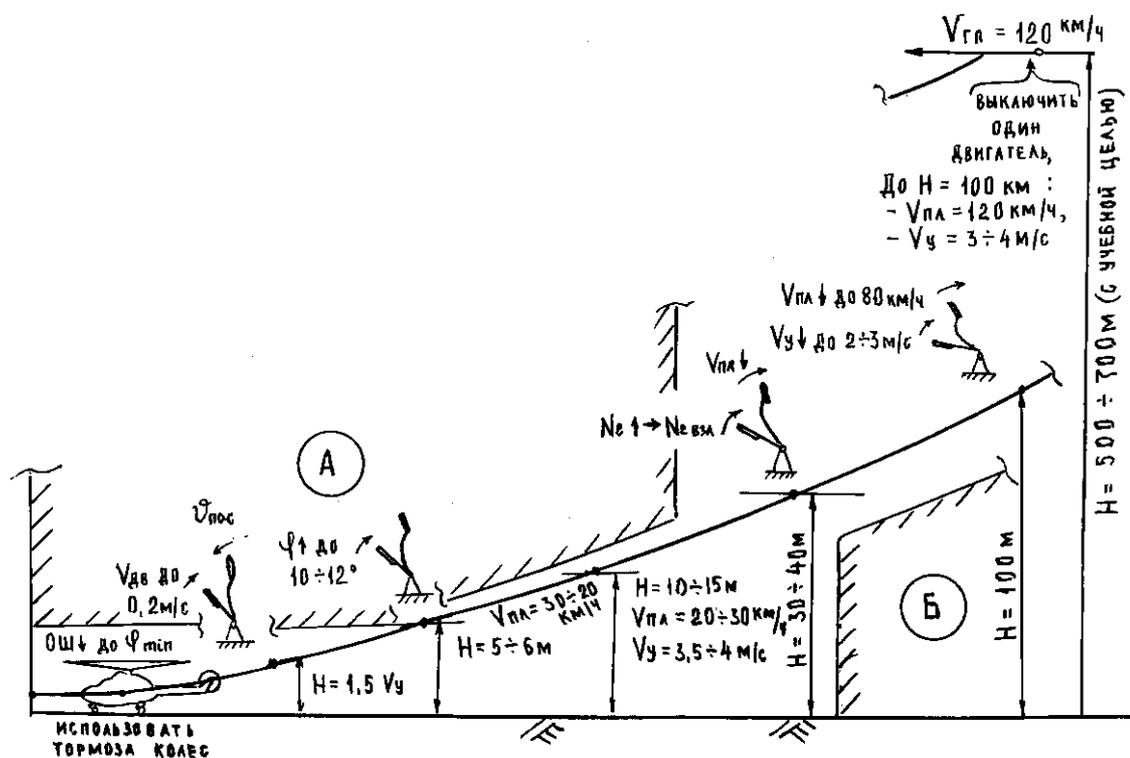


Рис. 9.5. Посадки в случае отказа одного двигателя и при выключении двигателя с учебной целью (с коротким пробегом)

"подрыв" начат с опозданием, увеличить его темп.

Перед приземлением придать вертолету посадочный угол тангажа отклонением РУ "на себя". Не следует придавать вертолету посадочный угол тангажа на большой высоте, так как это приведет к \uparrow поступательной и вертикальной скоростей и увеличению длины пробега.

После приземления уменьшить ОШ плавно до φ_{\min} (чтобы лопасти не ударились о хвостовую балку). Уменьшение ОШ производится сразу после приземления, так как уменьшение $n_{\text{НВ}}$ приводит к увеличению нагрузки на редуктор (крутящий момент при постоянной мощности, подводимой к НВ, обратно пропорционален $n_{\text{НВ}}$).

Для уменьшения пробега использовать тормоза. Запрещается гашение скорости на пробеге отклонением РУ "на себя", что может привести к удару лопастей НВ о хвостовую балку.

- после остановки установить РУ в нейтральное положение (чтобы лопасти не ударились о хвостовую балку), вывести коррекцию влево.

P.S. Посадка вертолета с одним работающим двигателем с $V_y = 3,5 \div 4$ м/с происходит практически без пробега.

Предупреждение:

- запрещается увеличивать $V_y > 4$ м/с.

Посадка с пробегом.

Эта посадка более проста по технике выполнения (по сравнению с предыдущей) и требует минимальной мощности. Посадка с пробегом характеризуется значительной скоростью приземления ($V_{\text{приз}} \approx 50 \div 30$ км/ч) и большой длиной пробега ($\sim 40 \div 60$ м). Такая посадка разрешается на подготовленные площадки длиной не менее 120 м с открытыми воздушными подходами. Схема такой посадки аналогична рис. 9.5, только гашение поступательной скорости следует начинать с $H = 20 \div 15$ м.

Посадка без пробега с одним работающим двигателем.

Применяется при посадке на местность, не допускающую послепосадочного пробега (лес, болото и т.д.). Техника выполнения практически не отличается от посадки с коротким пробегом. Гашение поступательной и вертикальной скоростей начинать на $H = 25 \div 20$ м энергичным увеличением угла тангажа на $8 \div 10^0$. "Подрыв" ОШ начинается на высоте $7 \div 5$ м с таким расчетом, чтобы вертолет завис на $H = 1 \div 1,5$ м.

Посадка вертолета при отказе одного двигателя на висении.

Происходит резкое снижение вертолета с разворотом и креном вправо

$H < 5$ м

Сбалансировать вертолет и начать "подрыв" соразмерно приближению земли одним энергичным движением с выводом коррекции

влево с момента, когда она начинает ограничивать дальнейшее взятие рычага ОШ. Приземление выполнять по возможности на основные колеса шасси.

$$H = 5 \div 10 \text{ м}$$

Сбалансировать вертолет. Незначительно уменьшить ОШ для замедления темпа падения частоты вращения НВ. Выполнить энергичный «подрыв».

Попытки увеличить поступательную скорость (отклонением РУ) для увеличения эффективности "подрыва" приведут лишь к падению $n_{\text{НВ}}$ и увеличению V_y .

9.5 Отказ в полете двух двигателей

Признаки:

- резкая разбалансировка вертолета, проявляющаяся как рывок вертолета вправо, снижение вертолета, кренение вправо, опускание носа;
- падение частоты вращения турбокомпрессоров и температуры газов обоих двигателей;
- быстрое падение частоты вращения НВ;
- падение давления топлива и давления масла двигателей;
- изменение звука (исчезает характерный шум двигателей).

Физическая сущность поведения вертолета и действий летчика при отказе двух двигателей подробно рассмотрены в главе 7.

Вертикальная скорость на этом режиме зависит от дефицита мощности по сравнению с потребной мощностью для горизонтального полета, которая зависит от полетной массы, высоты полета, температуры наружного воздуха и других факторов. Кроме того, V_y является и функцией скорости полета и будет наименьшей ($V_y = 10 \div 11 \text{ м/с}$) на скорости 120 км/ч.

Наибольшая дальность планирования соответствует $\sim 140 \text{ км/ч}$, при этом $V_y \approx 12 \div 13 \text{ м/с}$, а $\theta_{\text{min}} \approx 13^\circ$ (в штиль).

9.5.1 Действия летчика при отказе двух двигателей

$H > 100 \text{ м}$:

- немедленно перевести вертолет на РСНВ, для чего энергично, но не резко уменьшить ОШ НВ до минимального, удерживая педалями вертолет от разворота вправо и отклонением РУ "на себя" и влево, парировать кренящий и пикирующий моменты:
- установить рычагом ОШ частоту вращения НВ $n_{\text{НВ}} = 92\%$;
- закрыть стоп – краны двигателей;
- закрыть пожарные краны двигателей;

- убедиться по сигнальному табло и внешним признакам в отсутствии пожара;

- разгоном и торможением установить скорость планирования, соответствующую минимальной скорости снижения (для вертолета Ми-8 это 120 км/ч);

- выбрать площадку и произвести расчет на посадку по возможности против ветра.

Посадка в учебных целях (рис.96):

- на $H = 400 \div 500$ м и произвести расчет на площадку;
- перевести вертолет на снижение на скорости 120 км/ч;
- уменьшить ОШ НВ до минимального и повернуть рукоятку коррекции влево до упора;
- убедиться, что вертолет устойчиво снижается со $V_y = 10 \div 11$ м/с и обороты НВ установились 92%;

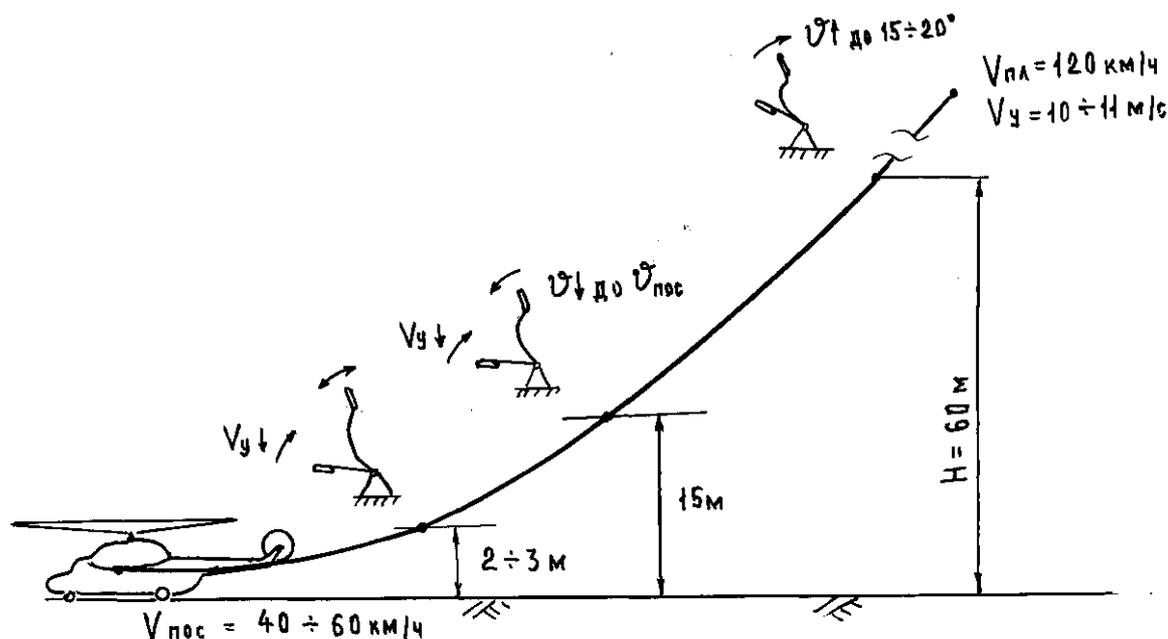


Рис. 9.6. Посадка на РЧНВ с учебной целью

- выключить на высоте не менее 250 ÷ 300 м оба двигателя закрытием стоп – кранов, предварительно убедившись в точности расчета.

На установившемся планировании триммерами сбалансировать вертолет и выдерживать:

- скорость планирования 120 км/ч;
- обороты НВ 92%.

Заход на площадку производить против ветра или при боковом ветре не более 5 м/с. С $H = 60$ м РУ произвести торможение вертолета до скорости 50 ÷ 60 км/ч РУ, задав угол $\nu = 15 \div 20^\circ$.

С высоты 15 м РУ придать вертолету посадочный угол тангажа и одновременно в 2-а приема увеличить ОШ, сначала до $6 \div 7^0$ и с высоты 2-3 м до φ_{\max} .

После приземления уменьшить ОШ НВ до минимального, для сокращения длины пробега использовать тормоза колес.

Предупреждение.

При начале увеличения ОШ на $H > 15$ м или $H < 10$ м возможна грубая посадка. Поэтому при начале увеличения ОШ на $H > 15$ необходимо кратковременно задержать увеличение ОШ и вновь возобновить его на меньшей высоте, но с большим темпом. При начале отклонения ОШ на $H < 10$ м время увеличения ОШ должно быть минимальным и составлять ≈ 1 с.

Посадка с малой поступательной скоростью пробега.

Характеризуется малой скоростью приземления (менее 30 км/ч) и практически без пробега.

Для выполнения такой посадки необходимо:

- на скорости, соответствующей минимальной V_y снижения, снизиться до $H = 50 \div 40$ м. Расчет желательно производить против ветра, что обеспечит крутую траекторию снижения, меньше скорость приземления, больше запасы управления. Расчет уточнять изменением поступательной скорости;

- с $H = 50 \div 40$ м произвести интенсивное торможение вертолета взятием РУ на себя для создания угла тангажа $20 \div 25^0$ с таким расчетом, чтобы к моменту достижения высоты $15 \div 10$ м уменьшить скорость до 40 км/ч. Энергичное увеличение угла тангажа приводит к раскрутке НВ, что приводит к увеличению кинетической энергии вращения НВ и эффективности "подрыва" (допускается раскрутка НВ до 105% в течение 5 с, но не более);

- с высоты $15 \div 10$ м энергичным движением рычага ОШ вверх произвести увеличение ОШ НВ до φ_{\max} за $1 \div 2$ с и при отсутствии угрожающих препятствий (лес, овраг и т. д.) отдачей РУ «от себя» придать вертолету посадочный угол тангажа, исключая поломку хвостового винта о грунт при приземлении. Правильный выбор высоты начала "подрыва" является одним из важнейших условий безопасной посадки. Создание посадочного угла тангажа на большей высоте приведет к увеличению длины пробега ($\uparrow V_{\text{поступ}}$), а создание посадочного угла на малой высоте может привести к поломке хвостовой балки;

- после приземления уменьшить ОШ НВ до минимального и использовать тормоза колес. При ОШ не менее 4^0 торможение можно выполнить взятием РУ на себя (при меньшем ОШ возможен удар лопастей НВ о хвостовую балку). Уменьшать ОШ до минимального надо плавно при

нейтральном положении РУ (во избежании удара лопастей НВ о хвостовую балку).

H < 100 м:

- немедленно уменьшить ОШ до минимального значения и одновременно перейти на интенсивное торможение вертолета до скорости 50 км/ч за счет взятия РУ «на себя» и создания угла тангажа $20 \div 25^0$ и, если позволяет высота, снизиться на этой скорости до $H = 15 \div 10$ м;

- $H = 15 \div 10$ м энергичным движением рычага ОШ вверх произвести увеличение ОШ НВ до φ_{\max} за $1 \div 2$ с и при отсутствии угрожающих препятствий отдачей РУ от себя придать вертолету угол тангажа, исключая полумку рулевого винта о грунт при приземлении;

- после приземления уменьшить ОШ НВ до минимального значения и использовать тормоза колес.

P.S. При наличии препятствий (лес, овраги и т.д.) приземление производить с опущенной хвостовой балкой ($v \approx 15 \div 20^0$).

Действия летчика при отказе двух двигателей на режиме висения и при перемещениях у земли с малой скоростью должны быть такими же, как и при отказе одного двигателя, но более решительными, своевременными и энергичными.

9.6 Отказ путевого управления

Возможны два вида отказа путевого управления:

- повреждение управления рулевым винтом;
- разрушение РВ или привода к нему.

9.6.1 Повреждение управления рулевым винтом (Обрыв проводки системы путевого управления или заклинение путевого управления)

Признаки:

- отсутствие реакции вертолета на отклонение педалей;
- самопроизвольный разворот вертолета.

Действия летчика:

- сбалансировать вертолет скольжением. Сбалансировать вертолет и управлять вертолетом по курсу можно отклонением РУ. Например, при отклонении РУ вправо создается правый крен и правое скольжение. Вертолет благодаря путевой статической устойчивости стремится устранить скольжение, то есть разворачивается вправо;

- установить скорость полета такую, при которой разбалансировка вертолета минимальна;
- выбрать ближайшую площадку для безопасной посадки;
- балансируя вертолет скольжением, произвести посадку по – самолетному. Посадку желательно производить с правым ветром на скорости, при которой угол скольжения равен углу рыскания. Это позволит избежать опрокидывания вертолета.

Обоснования поведения вертолета и действий летчика. Посадка.

При повреждении управления (обрыв проводки системы путевого управления) РВ вращается, но установочные углы лопастей не изменяются и вертолет не реагирует на отклонение педалей. Лопастей РВ, на примере вертолета Ми-2, под действием центробежных, аэродинамических и упругих сил устанавливаются на угол $+5^0$, при котором обеспечивается путевая балансировка без скольжения в горизонтальном полете на скорости 70 км/ч. Учитывая, что при уменьшении скорости $\varphi_{\text{потр}}$ РВ возрастает, то балансировка вертолета возможна только при создании значительного угла скольжения, например, на скоростях 50 и 30 км/ч угол правого скольжения соответственно 20 и 30^0 . Посадка с такими углами скольжения опасна (вертолет опрокинется), поэтому посадку по – самолетному следует производить на повышенной скорости – 70 км/ч, соответственно потребная длина пробега будет около 150 м.

При заклинении педалей в нейтральном положении ($\varphi_{\text{рв}} = 5^0$), или несколько отданной левой педали ($\varphi_{\text{рв мин}} \text{ в ГП} = 3,5^0$) действия аналогичны, не уменьшать посадочную скорость менее 70 км/ч.

При заклинении педалей с дачей правой ноги ($\varphi_{\text{рв}} > 5^0$) путевая балансировка возможна на скоростях менее 70 км/ч. На больших скоростях из-за лишней $T_{\text{рв}}$ будет левое скольжение. Поэтому скорость полета уменьшить до балансирования вертолета без скольжения. На этой скорости производить посадку по – самолетному. Движение рычагом шаг-газ должны быть очень незначительными и плавными.

16.6.2 Разрушение в полете РВ или привода к нему

В таких случаях $T_{\text{рв}}$ либо уменьшается, либо полностью исчезает.

Признаки:

- резкий разворот вертолета влево;
- кренение вертолета влево на больших скоростях, вправо – на малых;
- опускание носа вертолета (особенно при отрыве РВ);
- набор высоты и возможно последующее снижение (из-за опускания носа).

Действия летчика:

- немедленно сбросить ОШ до минимального значения;
- полностью убрать коррекцию газа влево;
- парировать разбалансировку вертолета ручкой управления и педалями;
- перейти к планированию на РСНВ, но не выключать двигатели;
- сбалансировать вертолет в путевом направлении за счет создания скольжения и небольшого крена (из балансировочной кривой на РСНВ видно, что $\varphi_{n \text{ рв}} \cong 0^0$, то есть балансировка возможна практически без крена);
- постепенно увеличить режим работы двигателей для уменьшения вертикальной скорости снижения;
- на высоте 100 – 150 м (удаление от площадки около и 1500 м) выключить двигатели, закрыть стоп – краны и пожарные краны, производить посадку на РСНВ с использованием ОШ НВ.

При отрыве РВ вместе с концевой балкой;

- выключить двигатели, перейти на РСНВ, при возможной сбалансированности вертолета производить посадку на РСНВ, при невозможности – покинуть вертолет.

Обоснование поведения вертолета, действий летчика.

При поломке РВ или трансмиссии к нему произойдет нарушение равновесия вертолета. Он будет интенсивно разворачиваться влево, крениться влево на больших скоростях или вправо на малых скоростях, опускать нос и набирать высоту.

Разворот влево происходит из-за уменьшения или отсутствия $T_{\text{рв}}$, под действием $M_{\text{р нв}}$. При этом возникает правое скольжение, на которое вертолет на больших скоростях за счет наличия поперечной устойчивости прореагирует креном влево. При малой поступательной скорости влияние поперечной устойчивости оказывается меньше и неуравновешенный момент от боковой силы T_z вызовет кренение вертолета вправо.

Опускание носа вертолета обусловлено исчезновением $M_{\text{р рв}}$, действовавшего на кабрирование. Особенно резко происходит опускание носа при отрыве РВ с хвостовым редуктором, так как в том случае изменяется центровка вертолета.

Набирать высоту вертолет будет потому, что НВ получит дополнительную мощность, ранее затрачиваемую на вращение РВ. Но в связи с опусканием носа и в случае невозможности парирования этого, вертолет перейдет на снижение.

Пилотирование вертолета при отказе РВ сильно усложняется тем, что исключается возможность полностью компенсировать $M_{\text{р нв}}$. Вертолет в этом случае неуправляем в путевом отношении и в процессе моторного

полета будет вращаться (разворачиваться) влево, а при переходе на РСНВ – вправо.

При достаточном запасе высоты, обеспечивающем переход на РСНВ, необходимо немедленно энергично уменьшить ОШ НВ до минимального значения с одновременным переводом рукоятки газа влево. Снять нагрузки с ручки управления триммерами.

После таких действий, начинается вращение вертолета вправо (из-за $M_{тр}$ НВ), но с гораздо меньшей скоростью, чем влево. Чтобы сохранить направление полета необходимо создать крен в сторону, противоположную развороту, то есть левый крен.

Установить скорость планирования 100 км/ч. Если отказ РВ или трансмиссии к нему произошел на высоте не менее 500 м, то путевое управление можно осуществлять скольжением и изменением мощности двигателей. Для этого при развороте вправо необходимо увеличить мощность двигателей, увеличится $M_{р рв}$ и разворот прекратится. Когда вертолет перейдет в левый разворот, можно создать правый крен, что вызовет правое скольжение и от боковой силы сопротивления возникнет момент относительно центра масс вертолета, уравнивающий $M_{р рв}$ и разворот влево прекратится. Левый разворот можно устранить и переходом на РСНВ.

Работающие двигатели необходимо использовать и при выборе площадки и для уточнения расчета.

На высоте 1000 – 1500 м необходимо выключить двигатели стоп-кранами и пожарными кранами в целях пожарной безопасности.

Посадка производится на РСНВ против ветра по – самолетному. Особенность посадки состоит в том, что для сохранения направления планирования (действует $M_{тр рв}$) создается левый крен, с помощью которого устраняется правый разворот.

Перед посадкой крен уменьшается с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был убран полностью.

На пробеге вертолет будет иметь тенденцию к развороту вправо, однако разворот быстро прекращается, так как вращение НВ будет быстро замедляться, а силы трения колес о землю создадут момент, препятствующий развороту.

Если сбалансировать вертолет невозможно, экипаж по команде должен покинуть вертолет.

При поломке РВ или трансмиссии к нему на висении или на малой скорости необходимо, удерживая вертолет от набора высоты, от правого крена и опускания носа, произвести приземление, плавно уменьшая общий шаг НВ.

При приземлении вертолет садится с левым разворотом, поэтому после касания земли он имеет тенденцию к опрокидыванию вправо. Чтобы опрокидывания не произошло, необходимо в момент касания основных колес земли немедленно энергично уменьшить ОШ до минимального

значения с одновременным выводом коррекции газа влево выключить двигатели. Этим самым уменьшается подвод мощности к НВ и разворот будет предотвращен. Кроме того, прекращению разворота способствует момент от сил трения колес о землю.

9.7. Критические режимы малых скоростей

Неуправляемое снижение

Неуправляемое (самопроизвольное) снижение происходит вследствие уменьшения $T_{НВ}$ ($T_{НВ} < G$).

Возникает:

- из-за падения $n_{НВ}$, вследствие допущенного перетяжеления за счет высокого темпа взятия ОШ;
- из-за падения $n_{НВ}$, вследствие чрезмерного увеличения ОШ ($\varphi_{ОШ} > \varphi_{взл}$);
- из-за падения мощности вследствие допущенного заброса горячих газов на вход в двигатель или при пролете над районом пожара;
- при отказе одного или двух двигателей;
- из-за выхода за $V_{\min \text{ доп}}$ горизонтального полета;
- при энергичном торможении перед зависанием на посадке с увеличением угла тангажа и запаздыванием с увеличением ОШ;
- при попадании в РВК;
- при значительной даче правой педали и несвоевременном увеличении ОШ;

Действия по выводу:

без запаса мощности

- уменьшить ОШ на $2 \div 3^0$ для восстановления оборотов;
- "подорвать" ОШ с темпом $4 \div 6^0/\text{с}$ с $H = 1,5$

при наличии мощности

- прекратить увеличение ОШ (обороты восстановятся).

Неуправляемое вращение.

Неуправляемое (самопроизвольное) вращение вертолета – результат уменьшения тяги РВ.

$$T_{РВ} \cdot l_{РВ} < M_{РНВ}$$

Возникает:

- при выходе за ограничение $V_{\min \text{ доп}}$ горизонтального полета на $H > H_{ст}$;
- при значительном падении оборотов НВ, а значит и оборотов РВ;
- при нескоординированном развороте влево со значительными угловыми скоростями;

- при запаздывании со своевременной дачей педали на зависании с $G_{пред}$;
- при неучитывании влияния высоких $t_{нв}^0$ и высокогорья на управляемость вертолета;
- при разрушении РВ, привода к РВ, управления РВ;
- при ветре справа больше V ограничения.

Действия по выводу:

1. На $H > 300$ м (над рельефом местности) для прекращения вращения уменьшить ОШ до $2 \div 3^0$ и перевести вертолет на самовращение. После прекращения вращения выполнить разгон со снижением до $V = 120 \div 130$ км/ч с одновременным увеличением ОШ до выхода из режима самовращения.

2. На малых высотах дать правую педаль до упора, ОШ вниз для сохранения оборотов НВ и РВ, РУ создать посадочное положение. Если скорость вращения уменьшается, РУ от себя вправо, перевести вертолет на поступательное движение. Если скорость вращения не уменьшается, а вертолет продолжает снижаться, то дальнейшим уменьшением ОШ придать вертолету поступательное, относительно земли, движение.