

Д. И. БАЗОВ

# АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТОВ

*Допущено Управлением учебных заведений Министерства гражданской авиации СССР в качестве учебного пособия для средних специальных учебных заведений гражданской авиации*



ИЗДАТЕЛЬСТВО „ТРАНСПОРТ“ ● МОСКВА 1969

УДК 533.661.013(075)

**Аэродинамика вертолетов.** Д. И. Базов. Изд-во «Транспорт», 1969 г., стр. 1—196.

В книге изложены принципы полета вертолета, основные характеристики несущего винта и его работа на режимах самовращения, осевого и косоого обтекания, режимы вертикального полета и горизонтальный полет, набор высоты и снижение, взлет и посадка, равновесие, устойчивость и управляемость вертолета и аэродинамические силы, действующие при этом.

Книга рассчитана на курсантов авиационно-технических училищ гражданской авиации. Она может быть использована летным составом вертолетной авиации.

Рис. 117, табл. 1, библи. 8.

## ПРИНЦИПЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

### § 1. Краткая история развития вертолетов

Идея создания летательного аппарата с воздушным винтом, который создает подъемную силу, впервые была высказана в 1475 г. Леонардо да Винчи. Но невозможность технического осуществления такого проекта, противоречие религиозным взглядам сделали эту идею слишком преждевременной. Она была похоронена в архивах. Эскиз и описание этого летательного аппарата были обнаружены в Миланской библиотеке и опубликованы в конце XIX в.

В 1754 г. М. В. Ломоносов обосновал возможность создания летательного аппарата тяжелее воздуха и построил модель двухвинтового вертолета с соосным расположением винтов.

В XIX в. многие русские ученые и инженеры разрабатывали проекты летательных аппаратов с несущими винтами. В 1869 г. инженером-электриком А. Н. Лодыгиным был предложен проект вертолета с электрическим двигателем.

В 1870 г. разработкой воздушных винтов занимался известный ученый М. А. Рыкачев.

Ученый-металлург Д. К. Чернов разработал схемы вертолетов с продольным, поперечным и соосным расположением винтов.

В конце XIX в. разработкой летательных аппаратов занимаются выдающиеся русские ученые Д. И. Менделеев, К. Э. Циолковский, Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин. Начинается период глубокого научного обоснования идеи полета на летательных аппаратах тяжелее воздуха.

Ближайший ученик Н. Е. Жуковского — Б. Н. Юрьев в 1911 г. предложил обоснованный проект одновинтового вертолета с рулевым винтом и разработал основной агрегат управления вертолетом — автомат перекоса несущего винта.

После Великой Октябрьской социалистической революции, когда в нашей стране начинала развиваться собственная авиационная промышленность, работы над созданием вертолета были продолжены.

В 1925 г. в ЦАГИ под руководством Б. Н. Юрьева была организована экспериментальная группа особых конструкций, которая занималась разработкой вертолетов.

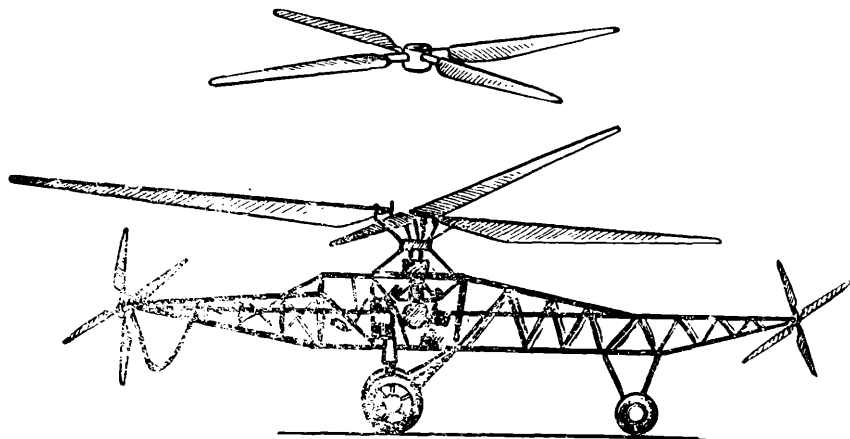


Рис. 1. Вертолет ЦАГИ 1-ЭА

В 1930 г. был построен первый советский вертолет ЦАГИ-ЭА (рис. 1), испытателем этого вертолета был руководитель его постройки инженер Алексей Михайлович Черемухин. В 1932 г. Черемухин на этом вертолете установил мировой рекорд высоты — 605 м.

В 1948 г. построены одновинтовые вертолеты Ми-1 и Як-100. В результате государственных испытаний лучшим по своим характеристикам оказался вертолет Ми-1, который и был принят к серийному производству.

В 1952 г. построен вертолет Ми-4, который для того времени имел самую большую полезную нагрузку. В том же году построен и совершил первый полет двухвинтовой вертолет продольной схемы Як-24 — «летающий вагон» конструкции А. С. Яковлева (рис. 2).

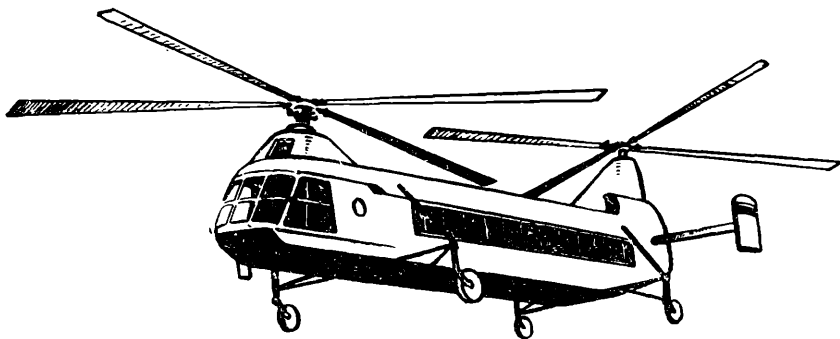


Рис. 2. Вертолет Як-24



Рис. 3. Одновинтовой вертолет Ми-8

В 1958 г. построен тяжелый вертолет Ми-6, который и до настоящего времени не имеет себе равных за рубежом.

В 1961 г. построены вертолеты с газотурбинными двигателями Ми-2 и Ми-8 (рис. 3). В настоящее время они выпускаются серийно и постепенно будут заменять вертолеты Ми-1 и Ми-4.

Способность вертолета к вертикальному полету, возможность движения в любом направлении делают его очень маневренным летательным аппаратом, независимым от аэродромов, и значительно расширяют границы его использования.

В настоящее время вертолеты находят все более широкое применение в различных областях народного хозяйства. Они являются основным средством передвижения в местах, где нельзя использовать наземный транспорт и самолеты. Вертолеты используются при строительномонтажных работах, для спасения людей и имущества во время различных стихийных бедствий. В последнее время вертолеты находят широкое применение в сельском хозяйстве. Перечисленными примерами далеко не исчерпываются возможности использования вертолетов как летательных аппаратов.

## § 2. Вертолет и его основные части

### Принципы полета

Вертолет — летательный аппарат тяжелее воздуха, у которого подъемная сила создается несущим винтом по аэродинамическому принципу.

Основными частями вертолета являются:

**несущий винт**, приводимый в движение силовой установкой (двигателем);

**фюзеляж**, предназначенный для размещения экипажа, пассажиров, оборудования и грузов;

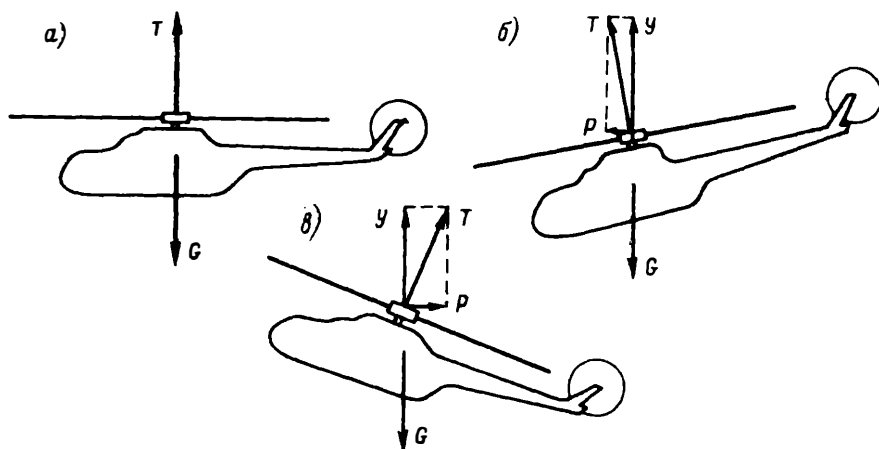


Рис. 4. Принцип управления полетом вертолета:

а — вертикальный полет; б — горизонтальный полет вперед; в — горизонтальный полет назад

**шасси**, т. е. устройство, предназначенное для передвижения по земле и для стоянки;

**рулевой винт**, обеспечивающий путевое равновесие и путевое управление вертолетом;

**силовая установка**, которая приводит в движение несущий и рулевой винты и вспомогательные агрегаты;

**трансмиссия**, передающая крутящий момент от силовой установки к несущему и рулевому винтам.

Все части вертолета крепятся к фюзеляжу или располагаются в нем.

Полет летательного аппарата становится возможным при наличии подъемной силы, уравновешивающей его вес. Подъемную силу у вертолета создает несущий винт. При вращении несущего винта в воздухе сила тяги направлена перпендикулярно к плоскости вращения винта. Если несущий винт вращается в горизонтальной плоскости, то его сила тяги  $T$  направлена вертикально вверх (рис. 4, а), т. е. возможен вертикальный полет. Характер полета будет определяться соотношением между силой тяги несущего винта и весом вертолета. Если сила тяги равна весу вертолета, то он будет неподвижно висеть в воздухе; если же сила тяги больше веса — вертолет перейдет от висения к вертикальному набору высоты; при силе тяги меньше веса вертолета — последний будет вертикально снижаться.

Плоскость вращения несущего винта относительно горизонта может отклоняться в любом направлении (рис. 4, б, в). В этом случае тяга несущего винта будет выполнять двойную функцию; ее вертикальная составляющая  $У$  будет являться подъемной силой, а горизонтальная составляющая  $Р$  — движущей силой. Под

действием этой силы вертолет движется поступательно в сторону полета.

При отклонении плоскости вращения несущего винта назад вертолет будет двигаться назад (рис. 4, в). Отклонение плоскости вращения вправо или влево вызовет движение вертолета в соответствующую сторону.

### § 3. Классификация вертолетов

Основной признак, по которому подразделяются вертолеты, это количество несущих винтов и их расположение. По количеству несущих винтов вертолеты можно разделить на одновинтовые, двухвинтовые, многовинтовые.

**Одновинтовые вертолеты** являются самой распространенной разновидностью. Вертолет одновинтовой схемы имеет несущий винт, расположенный на основной части фюзеляжа, и рулевой винт — на хвостовой балке (см. рис. 3). Эту схему, которая была разработана Б. Н. Юрьевым в 1911 г., можно назвать классической.

Основными достоинствами одновинтовых вертолетов являются простота конструкции и системы управления. По одновинтовой схеме строятся самые легкие вертолеты (полетный вес около 500 кг) и самые тяжелые (полетный вес более 40 Т). Недостатками одновинтовых вертолетов являются:

- большая длина фюзеляжа;

- значительные потери мощности на привод рулевого винта (7—10% от полной мощности двигателя);

- ограниченный диапазон допустимых центровок;

- повышенный уровень вибраций (длинные валы трансмиссии, проходящие в хвостовой балке, являются дополнительным источником колебаний).

**Двухвинтовые вертолеты** имеют несколько компоновочных схем:

- с продольным расположением винтов; это наиболее распространенная схема (рис. 5, а);

- с поперечным расположением винтов (рис. 5, б);

- с перекрещивающимися винтами (рис. 5, в);

- с соосным расположением винтов (рис. 5, г).

Основные достоинства вертолетов с продольным расположением винтов:

- более широкий диапазон допустимых центровок;

- большой объем фюзеляжа, позволяющий вмещать крупногабаритные грузы;

- увеличенная продольная устойчивость;

- большой коэффициент весовой отдачи.

На вертолетах продольной схемы может быть один или два двигателя, которые располагаются в носовой и хвостовой частях фюзеляжа. Эти вертолеты имеют и серьезные недостатки:

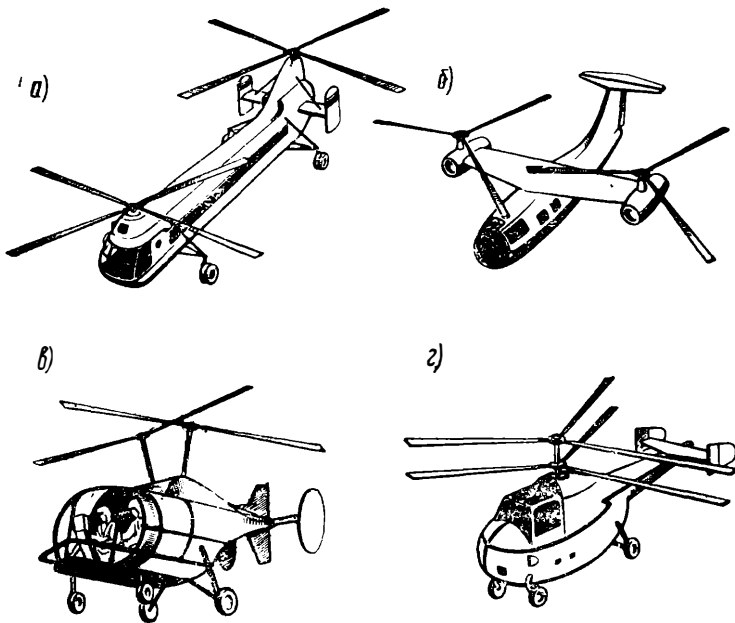


Рис. 5. Двухвинтовые вертолеты

сложную систему трансмиссии и управления;  
 вредное взаимное влияние несущих винтов, вызывающее дополнительные потери мощности;  
 сложную технику посадки на режиме самовращения несущих винтов.

К преимуществам вертолетов с поперечным расположением винтов следует отнести:

удобное использование всего объема фюзеляжа для экипажа и пассажиров, так как двигатели находятся вне фюзеляжа;  
 отсутствие вредного влияния винтов друг на друга;  
 повышенная поперечная устойчивость и управляемость вертолета;

наличие вспомогательного крыла, на котором расположены двигатели и несущие винты, позволяет вертолету развивать большую скорость.

Недостатками этих вертолетов являются:

сложная система управления и трансмиссии;  
 увеличенные габариты и вес конструкции из-за наличия вспомогательного крыла.

Двухвинтовые вертолеты с перекрещивающимися винтами имеют значительное преимущество перед вертолетами поперечной схемы: у них отсутствует вспомогательное крыло, что уменьшает габариты и вес конструкции. Но одновременно с этим преи-



муществом появляется и недостаток — сложная трансмиссия и система управления.

В Советском Союзе эти вертолеты не производятся. За рубежом они встречаются редко.

Основное преимущество двухвинтовых вертолетов с соосными винтами — малые габариты конструкции. Их недостатки:

- сложность конструкции;
- недостаточная путевая устойчивость;
- опасность столкновения лопастей винтов;
- значительные вибрации.

По этой схеме строятся легкие вертолеты только в Советском Союзе.

Многовинтовые вертолеты распространения не получили ввиду сложности конструкции.

У всех двухвинтовых вертолетов несущие винты вращаются в разные стороны. Этим взаимно уравновешиваются их реактивные моменты, отпадает необходимость иметь рулевой винт и уменьшается непроизводительная затрата мощности двигателя.

Глава

**II**

## **ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА**

### **§ 4. Общая характеристика**

Несущий винт (НВ) является основной частью вертолета. Он предназначен для создания подъемной и движущей сил и управления вертолетом.

Основные части несущего винта — втулка и лопасти.

Лопасты создают силу тяги, необходимую для полета. Втулка соединяет все лопасти и служит для крепления несущего винта к валу, который вращает винт.

По конструктивным признакам несущие винты можно подразделить на три типа:

- с жестким креплением лопастей;
- с шарнирной подвеской лопастей;
- на кардане.

Несущий винт с жестким креплением лопастей (рис. 6) является наиболее простой конструкцией, в этом его основное преимущество. Но этому винту присущи и серьезные недостатки, которые будут рассмотрены в главе IV. Поэтому подобные винты не нашли применения на современных вертолетах. Правда, в настоящее время на некоторых легких вертолетах, например на американских вертолетах Хьюз УН-6А, Хиллер ЕН-1100 и других, применяются несущие винты с рессорным креплением лопастей. Эти винты

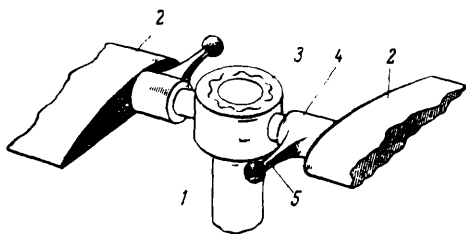


Рис. 6. Несущий винт с жестким креплением лопастей:

1 — вал несущего винта; 2 — лопасть; 3 — втулка; 4 — осевой шарнир; 5 — поводок лопасти

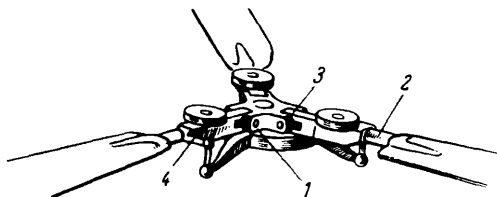


Рис. 7. Несущий винт с шарнирной подвеской лопастей:

1 — втулка; 2 — осевой шарнир; 3 — горизонтальный шарнир; 4 — вертикальный шарнир

можно считать разновидностью винтов с жесткими лопастями.

Втулка несущего винта с жесткими лопастями имеет осевые шарниры, которые позволяют лопастям поворачиваться относительно продольной оси, что необходимо для управления несущим винтом.

Несущий винт с шарнирной подвеской лопастей является наиболее распространенным (рис. 7). Его втулка имеет три шарнира для каждой лопасти: осевой, горизонтальный и вертикальный. Несущий винт на кардане употребляется редко. Его устройство в книге не рассматривается.

Втулки несущих винтов выполняют из легированной стали. Лопасти могут быть металлическими, деревянными и смешанной конструкции, а также из синтетических материалов.

## § 5. Геометрические характеристики

Несущий винт характеризуется определенными геометрическими параметрами: диаметром, формой лопасти в плане, формой профиля, установочным углом лопастей, ометаемой площадью, удельной нагрузкой, коэффициентом заполнения.

Диаметр несущего винта — диаметр окружности, по которой движутся концы лопастей, его принято обозначать буквой  $D$ , радиус —  $R$ , радиус элемента лопасти —  $r$  (рис. 8, а). Относительным радиусом элемента лопасти называется отношение радиуса элемента к радиусу винта:

$$\bar{r} = \frac{r}{R},$$

откуда  $r = \bar{r}R$ .

Форма лопасти в плане может быть прямоугольная, трапециевидная и смешанная (рис. 8, б).

По форме лопасть похожа на крыло самолета. Передняя кромка лопасти называется ребром атаки, задняя — ребром обтекания.

Трапецевидная лопасть имеет наиболее равномерное распределение аэродинамических сил по длине лопасти. Прямоугольная лопасть проще по конструкции, но имеет несколько худшие аэродинамические характеристики. Наиболее распространенные лопасти — трапецевидные и прямоугольные.

Профиль лопасти — форма сечения лопасти плоскостью, перпендикулярной к продольной оси. Профиль лопасти похож на профиль крыла. Чаще всего применяются двояковыпуклые несимметричные профили (рис. 8, в).

Требования к профилю лопасти:

высокое аэродинамическое качество ( $K = \frac{C_y}{C_x}$ );

небольшое перемещение центра давления при изменении угла атаки;

способность к самовращению при значительном диапазоне углов атаки.

Профиль лопасти характеризуется относительной толщиной  $\bar{c} = \frac{c}{b}$  и относительной кривизной  $\bar{f} = \frac{f}{b}$  (рис. 9).

По относительной толщине профили подразделяются на тонкие ( $\bar{c} < 8\%$ ), средние ( $\bar{c} = 8 \div 12\%$ ) и толстые ( $\bar{c} > 12\%$ ). У большинства лопастей относительная толщина  $c > 12\%$ . Применение толстых профилей позволяет увеличивать прочность силовых элементов и жесткость лопасти. Кроме того, аэродинамическое качество меньше зависит от угла атаки при толстых профилях. Эта их особенность улучшает свойства лопасти на режиме самовращения. Обычно у концевых элементов лопасти относительная толщина больше, чем у корневых.

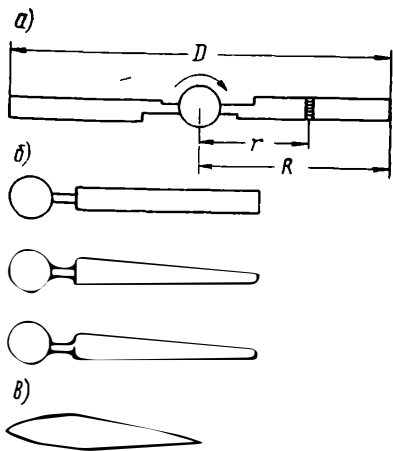


Рис. 8. Параметры несущего винта

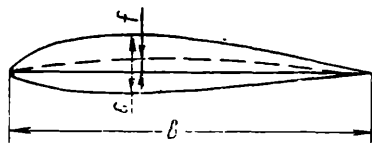


Рис. 9. Параметры профиля лопасти

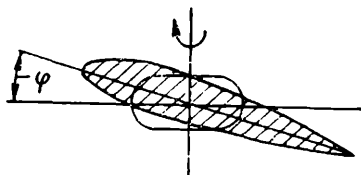


Рис. 10. Установочный угол лопасти

Относительная кривизна лопасти  $f=2 \div 3\%$  и приближает форму профиля к симметричной, что способствует уменьшению перемещения центра давления при изменении угла атаки.

Установочным углом элемента лопасти называется угол  $\varphi$ , образованный хордой элемента и плоскостью вращения втулки несущего винта (рис. 10). Установочный угол часто называют шагом элемента лопасти. Это название условное. В более строгом определении шагом элемента лопасти называют расстояние  $H$ , которое проходит элемент лопасти за один оборот несущего винта, если элемент движется параллельно хорде

$$H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi.$$

Так как у данного элемента лопасти шаг зависит только от установочного угла  $\varphi$ , то в дальнейшем мы будем отождествлять

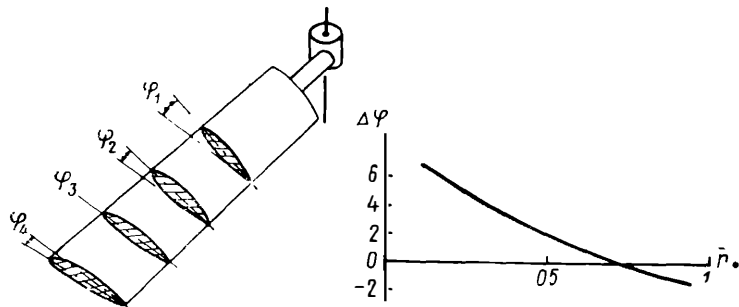


Рис. 11. Геометрическая крутка лопасти

понятие «установочный угол» с понятием «шаг элемента лопасти». У различных элементов лопасти установочные углы будут разными.

За шаг лопасти принимается установочный угол, или шаг элемента лопасти, относительный радиус которого  $\bar{r}=0,7$ . Этот же угол принимается за установочный угол (шаг) несущего винта.

При повороте лопасти относительно ее продольной оси установочный угол изменяется. Такой поворот возможен благодаря наличию осевого шарнира. Следовательно, осевые шарниры лопастей несущего винта предназначены для изменения шага.

Геометрической круткой лопасти называется изменение шага элементов лопасти по радиусу несущего винта.

У корневых элементов лопасти установочные углы наибольшие, у концевых — наименьшие (рис. 11). Геометрическая крутка улучшает условия работы разных элементов лопасти: углы атаки приближаются к наиболее выгодным. Это приводит к увеличению силы тяги несущего винта на 5—7%, поэтому геометрическая крутка дает увеличение полезной нагрузки вертолета при постоянной мощности двигателя.

Вследствие геометрической кривизны достигается более равномерное распределение нагрузки на силовые элементы лопасти и увеличивается скорость, при которой возникает срыв потока с отступающей лопасти. У большинства лопастей геометрическая кривизна не превышает 5—7°.

Под жесткостью понимают способность лопасти сохранять свою форму. При большой жесткости даже сильные нагрузки не способны деформировать конструкцию и внешний вид лопасти. При малой жесткости лопасть становится гибкой и легко поддается деформации, т. е. сильно изгибается и скручивается. Слишком большая гибкость не позволяет придать лопасти наиболее выгодную кривизну. Это ведет к ухудшению аэродинамических характеристик несущего винта.

Для получения большой жесткости необходимо увеличивать габариты силовых элементов, что приводит к увеличению веса лопасти. Излишне большая жесткость приводит к возрастанию вибраций несущего винта.

Наибольшей жесткостью обладают металлические и сплошные деревянные лопасти, но последние имеют большой вес, поэтому применяются только на легких вертолетах.

Площадь, ометаемая несущим винтом, — это площадь круга, который описывают концы лопастей

$$F = \pi R^2 = \pi \frac{D^2}{4}$$

Эта характеристика несущего винта имеет примерно такое же значение, как площадь крыла самолета, т. е. она подобна площади несущей поверхности.

Удельная нагрузка на ометаемую площадь определяется как отношение веса вертолета к площади, ометаемой несущим винтом

$$P = \frac{G}{F},$$

где  $P$  — удельная нагрузка,  $\text{кг}/\text{м}^2$ ;

$G$  — вес вертолета,  $\text{кг}$ ;

$F$  — ометаемая площадь,  $\text{м}^2$ .

У современных вертолетов удельная нагрузка изменяется от 12 до 25  $\text{кг}/\text{м}^2$  (или 120—150  $\text{н}/\text{м}^2$ ).

Коэффициент заполнения равен отношению суммарной площади лопастей к площади, ометаемой несущим винтом,

$$\sigma = \frac{S_{\pi} k}{F},$$

где  $S_{\pi}$  — площадь одной лопасти,  $\text{м}^2$ ;

$k$  — количество лопастей.

У современных несущих винтов количество лопастей может быть от 2 до 6. Чаще всего бывает 3—4 лопасти у легких вертолетов и 5—6 — у тяжелых.

Коэффициент заполнения имеет величину от 0,04 до 0,07. Это значит, что 4—7% площади, ометаемой винтом, занимают лопасти. Чем больше коэффициент заполнения в указанных пределах, тем больше тяга, развиваемая винтом. Но если коэффициент заполнения превышает 0,07, то растут силы сопротивления вращению и снижается к. п. д. несущего винта.

## § 6. Основные режимы работы

Условия работы несущего винта или его режим работы определяются положением несущего винта в потоке воздуха. В зависимости от положения различают два основных режима работы: осевого обтекания и косого.

Режимом осевого обтекания называются такие условия работы несущего винта, при которых ось его втулки расположена параллельно набегающему невозмущенному потоку. На режиме осевого обтекания невозмущенный поток набегаёт перпендикулярно плоскости вращения втулки несущего винта (рис. 12, а). В этом режиме несущий винт работает на стоянке, при висении, при вертикальном наборе высоты и при вертикальном снижении вертолёта. Существенной особенностью режима осевого обтекания является то, что положение лопасти вращающегося несущего винта относительно потока, набегающего на винт, не меняется, следовательно, не меняются аэродинамические силы при движении лопасти по кругу.

Режимом косого обтекания называются такие условия работы несущего винта, при которых поток воздуха набегаёт на винт непараллельно оси втулки. Существенное отличие этого режима заключается в том, что при движении лопасти по кругу непрерывно изменяется её положение относительно потока, набегающего на винт. Следствием этого будет изменение скорости обтекания каждого элемента и аэродинамических сил лопасти. Режим косого обтекания имеет место при горизонтальном полёте вертолёта и при полёте по наклонной траектории вверх и вниз.

Из определения режимов работы видно, что положение несущего винта в потоке воздуха имеет существенное значение. Это положение определяется углом атаки несущего винта.

Углом атаки несущего винта называется угол  $A$ , образованный плоскостью вращения втулки и вектором скорости полёта или невозмущенного потока, набегающего на винт. Угол атаки положителен, если поток набегаёт на винт снизу (рис. 12, б). Если поток набегаёт на винт сверху — угол атаки отрицательный (рис. 12, в). Если же поток воздуха набегаёт на винт параллельно плоскости вращения втулки, угол атаки равен нулю (рис. 12, г).

Нетрудно заметить связь между режимом работы несущего винта и углом атаки:

на режиме осевого обтекания угол атаки несущего винта  $A = \pm 90^\circ$ ;

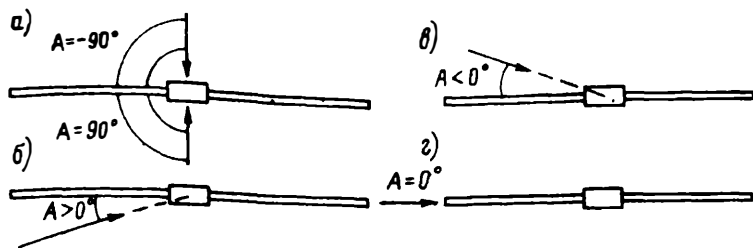


Рис. 12. Режимы работы и углы атаки несущего винта

на режиме косо́го обтекания  $A \neq \pm 90^\circ$

Если угол атаки  $A = 0^\circ$ , то режим работы несущего винта называется режимом плоского обтекания.

## § 7. Коэффициент режима работы несущего винта

Для характеристики режима работы несущего винта введена специальная величина — коэффициент режима работы.

Коэффициентом режима работы несущего винта  $\mu$  называется отношение проекции вектора скорости полета на плоскость вращения втулки к окружной скорости конца лопасти. Проекция вектора скорости полета или невозмущенного потока на плоскость вращения втулки равна произведению  $V \cos A$  (рис. 13).

Тогда

$$\mu = \frac{V \cos A}{\omega R}$$

На режиме осевого обтекания, когда  $V = 0$ , или  $\cos A = 0$  ( $A = 90^\circ$ ),  $\mu = 0$ .

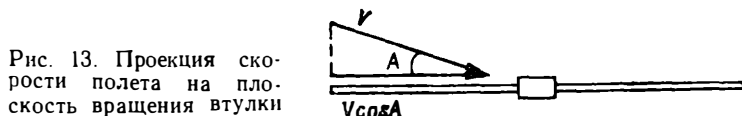


Рис. 13. Проекция скорости полета на плоскость вращения втулки

Следовательно, равенство  $\mu = 0$  свидетельствует о режиме осевого обтекания. Если  $\mu > 0$ , то это является показателем режима косо́го обтекания. Чем больше коэффициент  $\mu$ , тем больше эффект косо́го обтекания. Коэффициент  $\mu$  у современных вертолетов изменяется от 0 до 0,4. В большинстве случаев угол атаки несущего винта не превышает  $10^\circ$ . Так как  $\cos 10^\circ \approx 1$ , то  $\mu$  можно определять по приближенной формуле

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

## РАБОТА НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ОСЕВОГО ОБТЕКАНИЯ

При вращении несущего винта возникает сила тяги, которая создает подъемную и движущую силы вертолета. Вопрос о возникновении силы тяги является основным вопросом при изучении работы несущего винта. Существует несколько теорий, объясняющих возникновение силы тяги. Мы рассмотрим физическую сущность двух таких теорий.

### § 8. Импульсная теория идеального винта

В этой теории рассматривается идеальный винт, т. е. винт, работающий без потерь. Такой винт получает определенную энергию от двигателя и всю ее преобразует в работу по перемещению масс воздуха вдоль оси вращения.

При вращении винта на режиме висения, т. е. когда отсутствует поступательное движение вертолета и его скорость равна нулю, воздух притягивается винтом сверху и сбоку (подсасывается) и отбрасывается вниз (рис. 14), т. е. устанавливается воздушный поток через площадь, ометаемую винтом. Параметры этого потока характеризуются скоростью подсасывания  $V_i$  (скоростью потока в плоскости вращения несущего винта), скоростью отбрасывания  $V_{от}$  (скоростью потока на некотором удалении от плоскости вращения несущего винта), приростом давления в потоке  $\Delta P$  и изменением скорости вдоль оси вращения.

Отбрасывая воздух вниз с силой  $T$ , винт получает от воздуха силу, направленную вверх (действие равно противодействию). Эта сила и будет силой тяги винта. Но из механики известно, что сила равна произведению массы тела на ускорение, которое тело получило под действием силы. Следовательно,

$$T = m_s a, \quad (1)$$

где  $m_s$  — секундная масса воздуха, протекающего через площадь, ометаемую винтом;

$a$  — ускорение в потоке.

Секундная масса воздуха определяется по формуле

$$m_s = \rho F V_i, \quad (2)$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;

$F$  — площадь, ометаемая винтом;

$V_i$  — индуктивная скорость потока (скорость подсасывания).



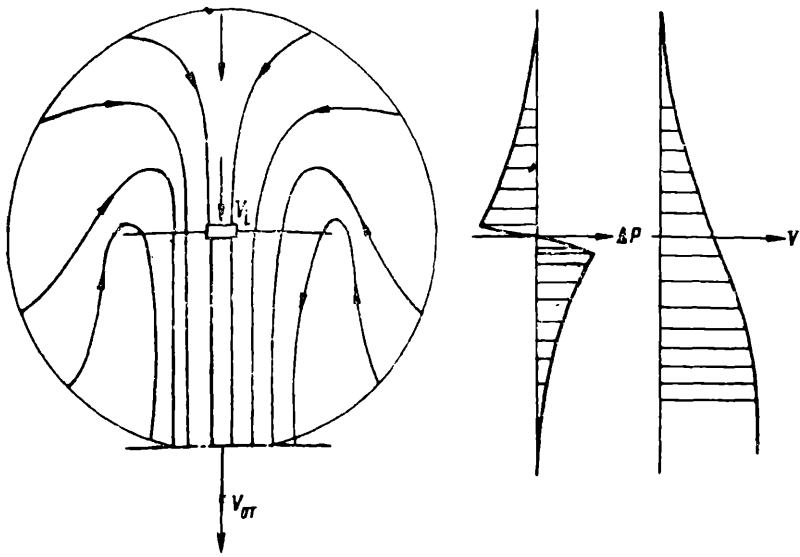


Рис. 14. Работа идеального винта по импульсной теории

Ускорение, как известно, равно приросту скорости в единицу времени

$$a = \frac{dV}{dt},$$

где  $dV$  — прирост скорости потока;  
 $dt$  — время.

Если взять  $dt = 1$  сек, то ускорение  $a$  численно равно приросту скорости, т. е.  $a = dV$

Выясним, что такое  $dV$ . Рассматривая работу винта на режиме висения, нетрудно заметить (см. рис. 14), что воздух на некотором удалении от винта неподвижен, т. е. его скорость относительно винта равна нулю.

Под винтом воздух движется со скоростью отбрасывания, значит прирост скорости  $dV = V_{от}$ . Тогда, используя формулы (1) и (2), получим:

$$T = m_S a = m_S V_{от} = \rho F V_i V_{от}. \quad (3)$$

Для того чтобы сделать окончательный вывод, надо установить зависимость между скоростью подсосывания  $V_i$  и скоростью отбрасывания  $V_{от}$ . Воспользуемся законом сохранения количества движения: «импульс силы равен приросту количества движения».

Напомним, что импульсом силы называется произведение силы на время. Если время  $dt = 1$  сек, то импульс силы численно равен силе.

Приростом количества движения называется произведение массы тела на ~~прирост скорости~~  $m_S dV = m_S V_{от}$ . Значит, на осно-

вании закона сохранения количества движения получаем формулу силы тяги

$$T = m_S V_{от}. \quad (4)$$

Секундная работа  $N$  несущего винта по отбрасыванию воздуха вниз будет равна

$$N = T V_i. \quad (5)$$

Но так как мы рассматриваем идеальный винт, т. е. винт без потерь, то, следовательно, вся работа превращается в кинетическую энергию потока, отбрасываемого винтом. Кинетическая энергия определяется по формуле

$$E_k = \frac{m_S V_{от}^2}{2}$$

Используя формулу (4), найдем

$$E_k = \frac{T}{2} V_{от}. \quad (6)$$

Приравняв формулы (5) и (6) на основании теории идеального винта, получим

$$T V_i = \frac{T}{2} V_{от} \quad \text{или} \quad 2V_i = V_{от}.$$

Тогда формула (4) окончательно примет вид

$$T = \rho F V_i V_{от} = \rho F V_i 2V_i \quad \text{или} \quad T = 2\rho F V_i^2 \quad (7)$$

Вывод: сила тяги, развиваемая несущим винтом, пропорциональна плотности воздуха, площади, ометаемой винтом, и индуктивной скорости в квадрате.

Для того чтобы выяснить, от чего зависит индуктивная скорость, надо рассмотреть другую теорию, объясняющую возникновение силы тяги несущего винта.

## § 9. Теория элемента лопасти

Согласно этой теории каждый элемент лопасти рассматривается как маленькое крыло, которое движется по криволинейной траектории со скоростью  $u = \omega r$  (рис. 15, а). Если бы профиль лопасти был симметричным и установочный угол  $\varphi = 0$ , не было бы отбрасывания воздуха вниз, а  $V_i$  и  $T$  равнялись бы нулю.

При несимметричном профиле лопасти и  $\varphi > 0$  поток воздуха, набегающий на элемент лопасти, отклоняется вниз. Это отклонение и, следовательно, индуктивная скорость будут тем больше, чем больше установочный угол элемента и чем больше угловая скорость или обороты несущего винта (рис. 15, б).

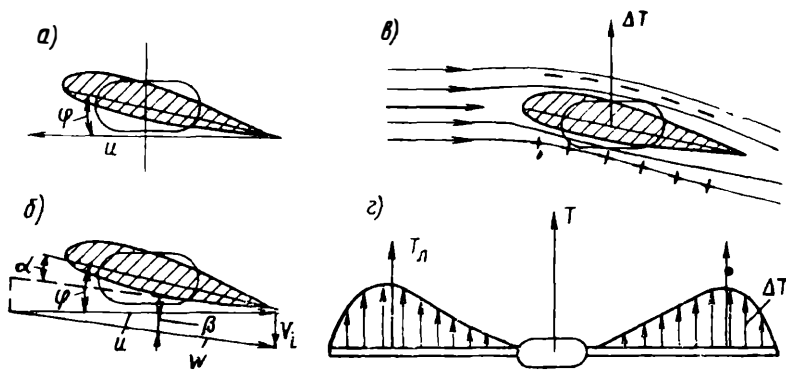


Рис. 15. Возникновение силы тяги по теории элемента лопасти

Сложив векторы окружной и индуктивной скоростей, получим результирующий вектор  $\vec{W} = \vec{u} + \vec{V}_i$ .

Угол  $\alpha$  между хордой элемента лопасти и вектором результирующей скорости называется углом атаки элемента лопасти. От этого угла зависят аэродинамические силы, возникающие на лопасти несущего винта.

Изучая спектр обтекания элемента лопасти, нетрудно заметить, что он совершенно такой же, как и спектр крыла (см. рис. 15, б). На этом основании можно утверждать, что давление воздуха на лопасть сверху будет меньше, чем снизу. Вследствие разности давления возникает элементарная сила тяги  $\Delta T$  (рис. 15, г). Если просуммировать все элементарные силы, получим силу тяги всего винта

$$T = T_{\text{л}} k,$$

где  $k$  — число лопастей;

$$T_{\text{л}} — \text{тяга лопасти; } T_{\text{л}} = \Sigma \Delta T$$

Для определения тяги винта несущего винта можно использовать формулу подъемной силы крыла

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2, \quad (8)$$

где  $C_T$  — коэффициент тяги.

Так как  $\omega R = u$  ( $u$  — окружная скорость конца лопасти), то формулу силы тяги можно записать в следующем виде:

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} u^2. \quad (9)$$

Вывод: сила тяги несущего винта пропорциональна коэффициенту тяги, площади, ометаемой винтом, плотности воздуха и квадрату окружной скорости конца лопасти.

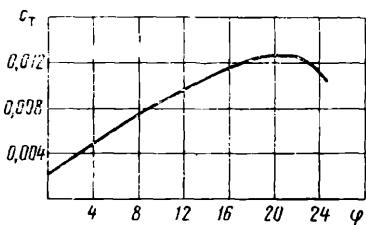


Рис. 16. Зависимость коэффициента тяги от шага несущего винта

У данного винта при постоянной плотности воздуха тяга зависит от числа оборотов и коэффициента тяги. Коэффициент тяги зависит от шага винта (рис. 16).

Выводы, сделанные по «импульсной теории» и по «теории элемента лопасти», не противоречат друг другу, а взаимно дополняют. На основании этих выводов можно сказать, что для увеличения силы тяги несущего винта надо увеличить его шаг или обороты или то и другое одновременно.

Кроме силы тяги, при вращении винта возникают силы сопротивления вращению, к рассмотрению этих сил мы и перейдем.

## § 10. Силы сопротивления вращению несущего винта

Силами сопротивления вращению называются аэродинамические силы, действующие в плоскости вращения втулки и направленные против вращения.

На каждом элементе лопасти возникает своя элементарная сила сопротивления вращению. Подобно силе лобового сопротивления крыла элементарные силы сопротивления вращению состоят из сил профильного и индуктивного сопротивления.

Профильное сопротивление вращению  $\Delta Q_n$  является аэродинамической силой, которая возникает из-за разности давления воздуха на переднюю и заднюю части лопасти и вследствие трения воздуха в пограничном слое. Профильное сопротивление зависит в основном от числа оборотов несущего винта, состояния поверхности лопастей и формы профиля. Оно мало изменяется при изменении шага винта (рис. 17, а).

Индуктивное сопротивление возникает вследствие индуктивного скоса потока у лопасти несущего винта. Индуктивный скос потока отклоняет вектор элементарной силы тяги на угол  $\beta$  относительно оси втулки назад (рис. 17, б). Если вектор отклоненной элементарной силы тяги  $\Delta T$  спроектировать на плоскость вращения втулки, получим вектор элементарной индуктивной силы сопротивления вращению  $\Delta Q_i$ .

Индуктивное сопротивление вращению зависит, главным образом, от шага несущего винта (с увеличением шага оно увеличивается). Профильное и индуктивное сопротивления, как и сила тяги, зависят от плотности воздуха.

Реактивный момент несущего винта. Элементарные силы сопротивления вращению возникают на каждом эле-

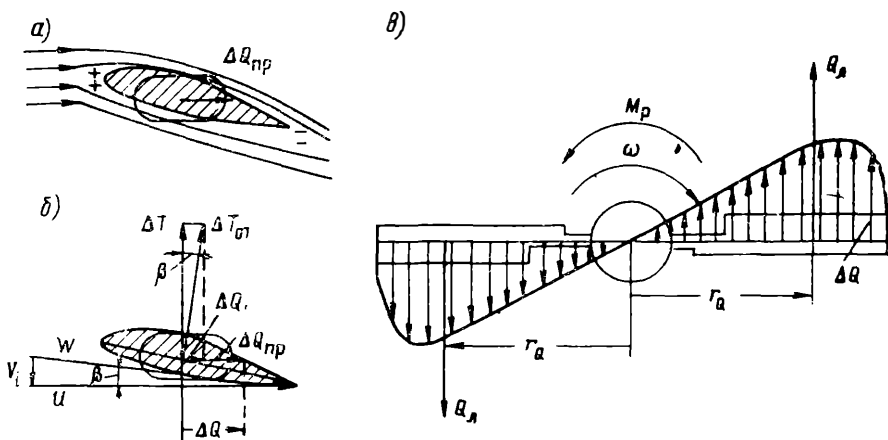


Рис. 17. Силы сопротивления вращению несущего винта

менте лопасти. Сложив элементарные силы одной лопасти, мы получим их равнодействующую  $Q_{л} = \Sigma \Delta Q$  (рис. 17, в).

Так как силы сопротивления вращению направлены против вращения винта, то их геометрическая сумма (равнодействующая) равна нулю и не вызывает поступательного движения несущего винта. Но силы сопротивления вращению образуют относительно оси втулки момент, называемый реактивным, иногда его называют моментом сопротивления вращению  $M_p$  (см. рис. 17, в)

$$M_p = Q_{л} r_Q k,$$

где  $r_Q$  — радиус центра давления лопасти;  
 $k$  — число лопастей.

Реактивный момент зависит от тех же причин, которые определяют величину сил сопротивления вращению, т. е. от шага винта, числа оборотов, состояния поверхности и формы лопастей, плотности воздуха.

Реактивный момент направлен против вращения винта, следовательно, этот момент является тормозящим, он стремится остановить винт, уменьшает его угловую скорость вращения.

## § 11. Мощность и крутящий момент, потребные для вращения несущего винта

Чтобы несущий винт вращался, нужно преодолевать тормозящее действие реактивного момента, т. е. к винту надо подводить крутящий момент.

Крутящий момент  $M_{кр}$ , который необходимо подводить к несущему винту, называется потребным крутящим моментом. По величине он равен реактивному, по направлению — противоположен ему

$$M_{кр} = m_{кр} F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 R, \quad (10)$$

где  $m_{кр}$  — коэффициент крутящего момента.

Коэффициент крутящего момента является составной величиной, т. е.

$$m_{кр} = m_{крп} + m_{крi},$$

где  $m_{крп}$  — часть коэффициента крутящего момента сил профильного сопротивления. Эта часть зависит от состояния поверхности лопастей, от числа оборотов и формы лопастей;

$m_{крi}$  — часть коэффициента сил индуктивного сопротивления и зависит главным образом от шага несущего винта (рис. 18).

Формула потребного крутящего момента, так же как и график зависимости коэффициента этого момента от шага, позволяет сделать вывод, что потребный крутящий момент несущего винта будет увеличиваться с увеличением шага, числа оборотов и плотности воздуха.

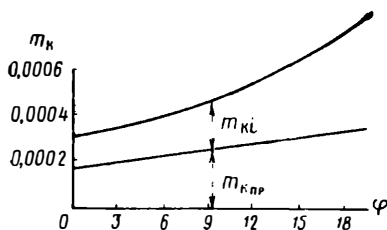


Рис. 18. Зависимость коэффициента крутящего момента от шага несущего винта

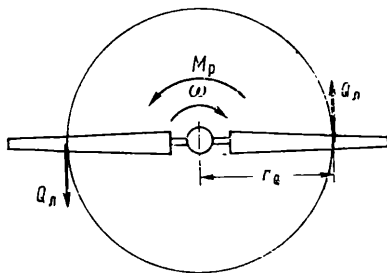


Рис. 19. Работа сил сопротивления вращению

Напомним, что мощностью называется работа в единицу времени. Понятие о потребной мощности для вращения несущего винта можно получить, если рассмотреть работу по преодолению сил сопротивления вращения одной лопасти, а затем работу по преодолению реактивного момента всего винта (рис. 19).

Работа одной лопасти за один оборот несущего винта

$$A_n = Q_n 2\pi r_Q.$$

Работа несущего винта за одну секунду, т. е. потребная мощность равна

$$N_{\text{потр}} = A_{\text{л}} k n_s,$$

где  $k$  — число лопастей;  
 $n_s$  — число оборотов в секунду.  
Следовательно,

$$N_{\text{потр}} = Q_{\text{л}} 2\pi r_Q k n_s,$$

так как

$$Q_{\text{л}} r_Q k = M_p \quad \text{и} \quad 2\pi n_s = \omega,$$

то

$$N_{\text{потр}} = M_p \omega. \quad (11)$$

Потребная мощность, так же как и потребный крутящий момент несущего винта, изменяется при изменении шага, числа оборотов и плотности воздуха. Для того чтобы вращать винт, к валу винта надо подводить мощность от двигателя, которая должна быть равна потребной мощности. Это равенство является условием постоянства числа оборотов

$$N_{\text{подв}} = N_{\text{потр}},$$

где  $N_{\text{подв}}$  — мощность, подводимая к винту от двигателя.

Если подводимая мощность  $N_{\text{подв}} > N_{\text{потр}}$ , то число оборотов винта увеличивается, если же  $N_{\text{подв}} < N_{\text{потр}}$  — уменьшается.

## § 12. Управление оборотами несущего винта

Число оборотов несущего винта будет изменяться как при изменении подводимой мощности, т. е. мощности двигателя, так и при изменении потребной мощности, т. е. при изменении реактивного момента несущего винта. С изменением числа оборотов изменяется величина силы тяги, развиваемая несущим винтом.

Необходимо выяснить, каковы оптимальные обороты несущего винта, т. е. выгоднее добиваться увеличения силы тяги путем увеличения оборотов или шага? Кроме того, надо уяснить, как сохранить оптимальные обороты несущего винта при изменении величины силы тяги?

Ответ на первый из этих вопросов можно получить, если рассмотреть такую характеристику, как удельная тяга. Удельной тягой несущего винта называется величина, равная отношению тяги, развиваемой винтом, к мощности, потребной для его вращения,

$$q = \frac{T}{N_{\text{потр}}}. \quad (12)$$

Удельная тяга показывает, сколько единиц тяги приходится на единицу мощности, которую двигатель затрачивает на вращение винта. Чем выше удельная тяга, тем совершеннее несущий винт.

Подставим в формулу (12) значения тяги из формул (8) и потребной мощности (10) и (11).

Тогда

$$q = \frac{c_T F \frac{\rho}{2} \omega^2 R^2}{M_{кр} \omega} = \frac{c_T F \frac{\rho}{2} \omega^2 R^2}{m_{кр} F \frac{\rho}{2} \omega^3 R^3}$$

После сокращения получим

$$q = \frac{c_T}{m_{кр} \omega R}, \quad \text{если} \quad \frac{c_T}{m_{кр}} = \text{const} \quad \text{и} \quad \omega R = u,$$

тогда окончательно получим

$$q = \frac{\text{const}}{u}.$$

Следовательно, для увеличения удельной тяги надо уменьшать окружную скорость несущего винта. Значит, силу тяги выгоднее увеличивать за счет увеличения шага несущего винта при минимальном числе оборотов. При этом необходимо твердо помнить, что для каждого винта устанавливаются минимально допустимые обороты. Уменьшение оборотов меньше минимально допустимых приводит к нарушению безопасности полета, ухудшению управляемости и устойчивости вертолета.

Сделанный вывод очень важен. Он позволяет ответить на вопрос, почему на вертолетах устанавливают тяжелые и сложные редукторы несущих винтов. Эти редукторы позволяют соединить вал несущего винта, который вращается с малой угловой скоростью, с валом двигателя, который вращается со скоростью в 10—15 раз больше вала винта.

Итак, мы установили, что несущий винт выгодно вращать с малыми оборотами, а тягу увеличивать за счет увеличения шага. Но увеличение шага приводит к увеличению реактивного момента, а следовательно, и потребной мощности. Значит, чтобы обороты несущего винта оставались неизменными, надо при изменении шага одновременно изменить и подводимую к винту мощность. Несущим винтом и двигателем нужно управлять одновременно. Одновременное управление осуществляется с помощью специального рычага, который называется ручкой «шаг-газ». Этот рычаг устанавливается в наклонном положении слева от сиденья летчика. Если ручку «шаг-газ» отклонить вверх, то увеличится одновременно и шаг несущего винта и мощность двигателя, обороты несущего винта примерно останутся постоянными. На конце этой ручки находится рукоятка коррекции газа. Поворотом этой рукоятки можно изменить только мощность двигателя, а следовательно, обороты несущего винта.



### § 13. Способы уравнивания действия реактивного момента несущего винта

Реактивный момент тормозит вращение несущего винта и вызывает разворот вертолета в сторону, обратную вращению. Разворачивающее действие реактивного момента уравнивается различными способами. На одновинтовых вертолетах реактивный момент уравнивается моментом тяги рулевого винта (рис. 20).

Так как вертолет вращается вокруг центра тяжести, то момент тяги рулевого винта определяется относительно вертикальной оси вертолета. Вертолет не будет разворачиваться вокруг вертикальной оси, если реактивный момент равен моменту тяги рулевого винта, который определяется по формуле

$$M_{р. в} = T_{р. в} l,$$

где  $l$  — расстояние от центра тяжести вертолета до рулевого винта.

Из формулы  $N_{\text{потр}} = M_p \omega$  можно определить величину реактивного момента несущего винта и равного ему момента тяги рулевого винта

$$M_p = M_{р. в} = \frac{N_{\text{потр}}}{\omega}.$$

Зная расстояние  $l$ , находим силу тяги рулевого винта

$$T_{р. в} = \frac{M_{р. в}}{l}$$

Теперь нетрудно уяснить назначение рулевого винта вертолета. Рулевой винт одновинтового вертолета предназначен для создания силы тяги, момент которой уравнивает реактивный момент несущего винта и тем самым предотвращает вращение вертолета вокруг вертикальной оси. Изменением силы тяги рулевого винта и ее момента относительно вертикальной оси вертолета осуществляется путевое управление вертолетом.

На вертолетах с двумя несущими винтами разворачивающее действие реактивных моментов устраняется автоматически — несущие винты вращаются в противоположных направлениях и их реактивные моменты уравнивают друг друга.

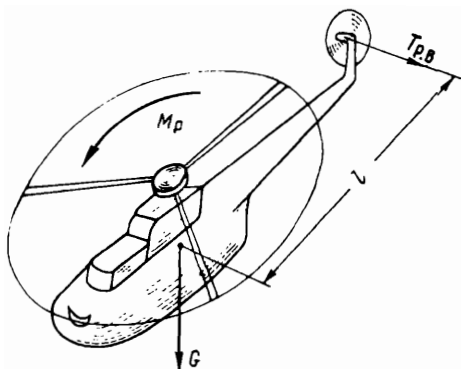


Рис. 20. Уравнивание реактивного момента несущего винта на одновинтовом вертолете

## § 14. Способы передачи крутящего момента от двигателя к несущему винту

По способу создания и передачи крутящего момента современные вертолеты можно разделить на две группы:

- 1) с реактивным приводом;
- 2) с механическим приводом.

У вертолетов с реактивным приводом двигатели располагаются на концах лопастей несущего винта (рис. 21, а). В этом случае крутящий момент можно выразить как произведение силы тяги реактивного двигателя  $P_{дв}$  на радиус несущего винта  $R$  и количество лопастей  $k$ .

$$M_{кр} = P_{дв} R k.$$

Крутящий момент непосредственно уравнивает момент сопротивления вращению, поэтому вертолет разворачиваться не будет.

Для вертолета с реактивным приводом характерны простота конструкции и малый вес ее. У него отсутствуют затраты мощности на вращение рулевого винта, меньше вибрации и есть возможность получения большой силы тяги несущего винта при малой силе тяги реактивного двигателя, установленного на конце лопасти.

В качестве реактивных двигателей на конце лопасти может быть использован любой тип реактивного двигателя. Но в настоящее время чаще всего используют так называемый компрессорный привод, т. е. на концах лопастей устанавливают реактивные сопла, в которые подается сжатый воздух от газотурбинного двигателя или от специального компрессора.

Реактивные вертолеты пока находятся в стадии эксперимента. Это объясняется трудными техническими проблемами. Основными из них являются:

высокий расход топлива и малый коэффициент полезного действия реактивного привода (2—3%);

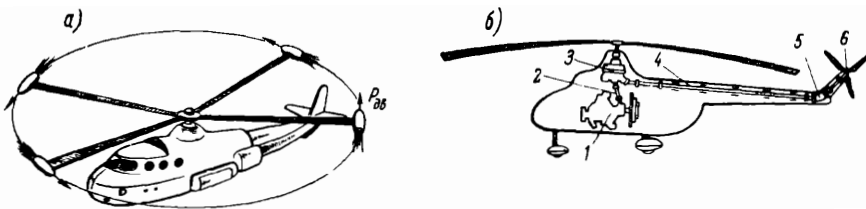


Рис. 21. Способы передачи мощности несущему винту:

а — реактивный привод; б — механический привод;

1 — редуктор двигателя; 2 — главный вал трансмиссии; 3 — редуктор несущего винта; 4 — вал — привод рулевого винта; 5 — промежуточный редуктор; 6 — редуктор рулевого винта

сложность конструкции втулки и лопастей, в которых должны прокладываться трубопроводы;

сложность создания реактивного двигателя, который бы надежно работал при действии на него большой центробежной силы и при изменении направления воздушного потока;

ухудшение аэродинамических характеристик несущего винта за счет двигателей, расположенных на лопастях.

**Вертолеты с механическим приводом** — это такие вертолеты, у которых крутящий момент от двигателя к несущему и рулевому винтам передается с помощью специального устройства — трансмиссии (рис. 21, б).

Трансмиссия включает следующие основные агрегаты:

редукторы;

валы;

опоры и соединения валов;

муфты;

рамы редукторов;

тормоз несущего винта.

К редукторам трансмиссии относятся:

редукторы несущих винтов;

промежуточные редукторы;

вертолетные редукторы двигателей;

редукторы рулевых винтов.

Редуктор несущего винта предназначен для уменьшения оборотов вала винта. Необходимость этого уменьшения была объяснена ранее. Особенностью этого редуктора является большое передаточное число, или большая степень редукции —  $1 : 8 \div 14$ . На легких вертолетах применяются двухступенчатые простые редукторы, на средних и тяжелых, как правило, двухступенчатые планетарные редукторы. Через редуктор несущего винта осуществляется передача крутящего момента к рулевому винту. При вращении несущего винта происходит автоматическое вращение и рулевого винта. Благодаря этому несущий и рулевой винты всегда составляют одну систему и автономно вращаться не могут.

Промежуточные редукторы ставят для того, чтобы изменить направление передачи (например, на стыке хвостовой и концевой балок). Эти редукторы не изменяют числа оборотов и состоят из двух конических зубчатых колес.

Вертолетные редукторы двигателей предназначены для передачи крутящего момента от горизонтального вала двигателя к вертикальному валу трансмиссии. Они располагаются в корпусе двигателя и применяются в том случае, когда ось вала двигателя расположена горизонтально.

Редукторы рулевых винтов предназначены для передачи крутящего момента валу рулевого винта и для уменьшения числа оборотов вала винта. В редукторе рулевого винта расположен механизм управления рулевым винтом.

Валы трансмиссии передают крутящий момент. Трансмиссия одновинтового вертолета включает:

- главный вал трансмиссии;
- вал-привод рулевого винта.

Главный вал трансмиссии передает крутящий момент от двигателя к редуктору несущего винта.

Вал-привод рулевого винта, как правило, состоит из нескольких частей и передает крутящий момент от редуктора несущего винта к редуктору рулевого винта, длина его 8—10 м. Этот вал является источником дополнительных вибраций вертолета.

Все валы трансмиссии вращаются с большой угловой скоростью. Увеличение угловой скорости уменьшает нагрузку на вал при передаче одной и той же мощности. Если

$$N_{\text{потр}} = M_{\text{кр}}\omega, \quad \text{то} \quad M_{\text{кр}} = \frac{N_{\text{потр}}}{\omega}.$$

Опоры валов предохраняют длинные валы от прогиба и изгибных колебаний (биений). В качестве опор используют шариковые подшипники с эластичными прокладками. Соединение валов между собой и другими частями трансмиссии осуществляется при помощи универсальных шарниров и упругих муфт, кроме соединительных муфт имеются муфты включения, сцепления и свободного хода.

На некоторых вертолетах все эти три муфты выполняются как один агрегат, который расположен в корпусе двигателя вместе с редуктором. Муфта свободного хода чаще всего выполняется в отдельном агрегате. Муфта включения является агрегатом фрикционного типа и предназначена для плавного соединения вала трансмиссии с валом двигателя. При таком соединении происходит проскальзывание одного вала относительно другого до тех пор, пока обороты ведущего и ведомого валов не станут одинаковыми. Эта муфта передает небольшой крутящий момент от двигателя к трансмиссии, когда двигатель работает на малых оборотах. Муфта включения обеспечивает плавное, без рывков вращение несущего и рулевого винтов. При включении трансмиссии срабатывает муфта сцепления (чаще всего кулачкового типа) и жестко соединяет вал двигателя с валом трансмиссии. Через эту муфту передается полный крутящий момент от двигателя к несущему и рулевому винтам. Муфта свободного хода предназначена для передачи крутящего момента только в одном направлении — в направлении вращения винта. Она обеспечивает автоматическое отключение двигателя от трансмиссии при уменьшении оборотов вала двигателя. Это необходимо в полете на режиме самовращения несущего винта, если двигатель выйдет из строя. Кроме того, наличие муфты свободного хода приводит к уменьшению инерционных нагрузок на вал несущего винта при изменении режима работы двигателя. Муфта свободного хода располагается, как правило, в корпусе редуктора несущего винта, между главным валом трансмиссии и ва-

лом редуктора. Тормоз несущего винта предназначен для быстрой остановки трансмиссии после выключения двигателя на стоянке.

Трансмиссия вертолета имеет значительный вес и поэтому уменьшение веса отдельных ее агрегатов имеет первостепенное значение.

## § 15. Располагаемая мощность несущего винта

Мощность, потребная для вращения несущего винта, подается к винту от двигателя через трансмиссию. Но винт не может получить от двигателя всю развиваемую им мощность, так как часть ее расходуется на другие цели и до несущего винта не доходит. Суммарная потеря мощности складывается из потерь:

- на вращение рулевого винта;
- на вращение вентилятора, охлаждающего двигатель;
- на преодоление трения в агрегатах трансмиссии;
- на привод вспомогательных агрегатов;
- на обдувку фюзеляжа и других частей вертолета.

Рассмотрим величины этих потерь, или энергетический баланс вертолета.

На вращение рулевого винта затрачивается в среднем 8% мощности двигателя ( $N_{р. в}$ );

на вращение вентилятора — 5% ( $N_{вент}$ );

на трение в трансмиссии — 7% ( $N_{тр}$ );

на привод вспомогательных агрегатов — 1% ( $N_{агр}$ );

на обдувку частей вертолета — 2% ( $N_{об}$ ).

Та часть мощности двигателя, которая подводится к несущему винту, называется располагаемой мощностью. Она определяется как разность между эффективной мощностью двигателя и суммарной потерей

$$N_{расп} = N_e - (N_{р. в} + N_{вент} + N_{тр} + N_{агр} + N_{об}).$$

Отношение располагаемой мощности к эффективной мощности двигателя называется коэффициентом использования мощности

$$\zeta = \frac{N_{расп}}{N_e},$$

откуда

$$N_{расп} = N_e \zeta.$$

Разность  $1 - \zeta = \zeta_n$  называется коэффициентом потери мощности.

Для одновинтовых вертолетов средний коэффициент использования мощности 0,75—0,80, а средний коэффициент потери мощности — 0,25—0,20. Коэффициент использования мощности, а следовательно, и располагаемая мощность изменяются с изменением

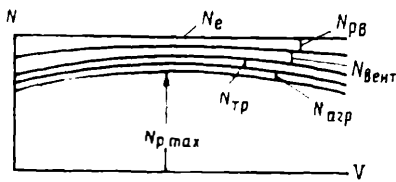


Рис. 22. Зависимость располагаемой мощности несущего винта от скорости

80—100 км/ч уменьшается, а при дальнейшем увеличении скорости — увеличивается;

3) располагаемая мощность при увеличении скорости до 80—100 км/ч увеличивается, а затем уменьшается;

4) наибольшая располагаемая мощность достигается при скорости от 80 до 100 км/ч для большинства вертолетов.

### § 16. Тяга несущего винта при вертикальном наборе высоты и вертикальном снижении

Тяга несущего винта при вертикальном наборе высоты. Как было установлено выше, тяга идеального несущего винта на режиме висения определяется по формулам:

$$T = m_s V_{от} \quad \text{или} \quad T = 2\rho F V_i^2$$

Первая из этих формул имеет общий характер и применима для всех случаев режима осевого обтекания. Вторая — применима только для определения силы тяги на режиме висения.

При вертикальном наборе высоты изменяется величина массового расхода воздуха  $m_s$  через ометаемую площадь. Это видно из схемы движения несущего винта при вертикальном наборе (рис. 23, а). Винт движется со скоростью  $V$  вверх. Можно сказать, что на винт набегают невозмущенный поток, вызванный этим

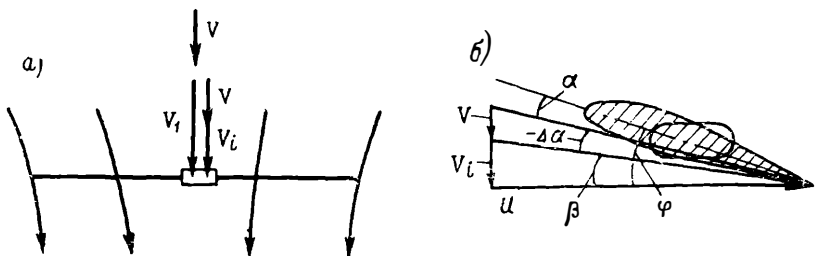


Рис. 23. Работа несущего винта при вертикальном наборе высоты

скорости полета вертолета. Зависимость располагаемой мощности от скорости показана на рис. 22.

Из графика можно сделать следующие выводы:

1) эффективная мощность двигателя от скорости почти не зависит;

2) суммарная потеря мощности с увеличением скорости до

движением (принцип обратимости движения). В плоскости вращения винта скорость потока  $V_1$  будет равна

$$V_1 = V + V_i.$$

Если массовый расход воздуха определяется как  $m_s = \rho F V_1$ , тогда сила тяги определится как  $T = m_s V_{от}$  или  $T = \rho F V_1 V_{от}$ , а так как равенство  $V_{от} = 2V_i$  справедливо и для вертикального набора высоты, то сила тяги будет равна

$$T = \rho F V_1 V_{от} = 2\rho F V_1 V_i.$$

Сравнивая тягу несущего винта на режиме висения  $T = 2\rho F V_i^2$  и на режиме вертикального набора высоты  $T = 2\rho F V_1 V_i$ , можно сказать, что тяга на режиме набора больше, чем на режиме висения, так как  $V_1 > V_i$ . Но такой вывод был бы справедлив, если бы индуктивная скорость  $V_i$  не изменялась при изменении скорости движения винта. На самом деле индуктивная скорость при увеличении поступательной скорости уменьшается, что приводит к уменьшению тяги несущего винта.

Это значит, что для вертикального набора высоты необходимо, чтобы несущий винт развивал тягу больше, чем вес вертолета. Зависимость силы тяги несущего винта от скорости можно объяснить и с точки зрения теории элемента лопасти. При висении вертолета угол атаки элемента лопасти зависит от шага и индуктивной скорости потока (см. рис. 15, б).

При увеличении скорости набора высоты угол атаки элемента лопасти несущего винта уменьшается, следовательно, уменьшается и коэффициент тяги несущего винта, что, в свою очередь, приводит к уменьшению тяги несущего винта, так как  $T = C_T F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2$  (рис. 23, б).

Тяга несущего винта при вертикальном снижении. При вертикальном снижении (рис. 24, а) невозмущенный поток набегает на несущий винт снизу со скоростью  $V_y$ , следовательно, скорость потока в плоскости вращения несущего винта  $V_1 = V_i - V_y$ , т. е. она будет меньше, чем при висении.

Тяга несущего винта при вертикальном снижении определяется по той же формуле, что и при вертикальном наборе  $T = C_T F \frac{\rho}{2} u^2$  или  $T = 2\rho F V_1 V_i$ .

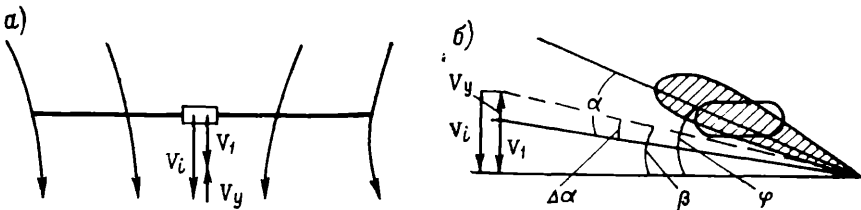


Рис. 24. Работа несущего винта при вертикальном снижении

Угол атаки элемента лопасти несущего винта при вертикальном снижении увеличивается на  $\Delta\alpha$  за счет вертикальной скорости снижения, это приводит к увеличению коэффициента  $C_T$  и силы тяги несущего винта (рис. 24, б). Под винтом встречаются два потока: индуктивный, отбрасываемый винтом, и невозмущенный, образованный снижением вертолета. Встреча этих двух потоков приводит к возникновению неустойчивости вихрей, тряске несущего винта и ухудшению управляемости.

## § 17. Потери реального винта

Ранее мы рассматривали работу идеального несущего винта, т. е. такого, у которого вся полученная от двигателя мощность превращалась в работу по отбрасыванию воздуха вниз или шла на создание силы тяги.

Предполагается, что вся ометаемая винтом площадь участвует в создании силы тяги. Это значит, что повышенное давление воздуха под винтом и пониженное над ним (рис. 25, а) действует на всю площадь несущего винта. На самом деле, как будет показано ниже, не вся ометаемая площадь участвует в создании силы тяги. Идеальный винт отбрасывает ровную струю воздуха вниз с одинаковой индуктивной скоростью для всех элементов лопасти. Реальный винт дает струю закрученную, а индуктивные скорости у различных элементов лопасти будут сильно изменяться по радиусу (рис. 25, б).

Идеальный винт не расходует энергии на преодоление сил трения, у реального винта существуют силы профильного сопротивления вращению, на преодоление которых затрачивается значительная мощность. Кроме того, у реального винта существуют так называемые концевые и корневые потери. Сущность этих потерь заключается в перетекании воздуха из области повышенного давления под винтом в область пониженного давления над ним. Это перетекание совершается через концы лопастей (концевые потери)

и через корневые части лопастей у втулки несущего винта (корневые потери), где силовая часть лопасти (лонжерон) не имеет несущей поверхности. Для учета концевых и корневых потерь введено понятие коэффициента концевых потерь  $\chi$ . С учетом этого коэффициента реальная площадь, участвующая в создании силы тяги, определяется по формуле

$$F_s = F\chi.$$

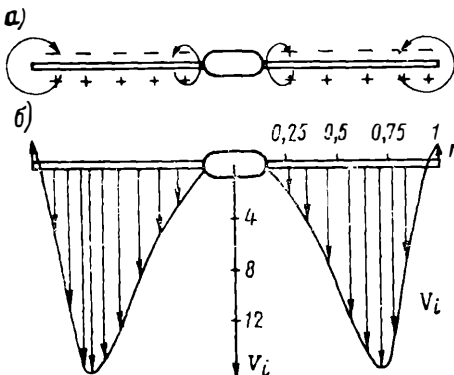


Рис. 25. Потери несущего винта



У большинства несущих винтов  $\chi = 0,90 \div 0,92$ .

Так как у реального винта  $V_i$  меняется по радиусу, то примем за индуктивную скорость ее величину на радиусе  $r = 0,7$ :

$$V_{i0,7} \approx V_i.$$

Для учета влияния сил профильного сопротивления считают, что необходимая для создания тяги мощность реального винта больше мощности идеального винта в среднем на 25%.

С учетом указанных потерь тяга реального винта может быть определена по формуле

$$T = 2\gamma F_\rho V_i^2.$$

Отсюда легко определить индуктивную скорость на режиме висения

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\gamma F_\rho}}.$$

Зная, что

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} u^2,$$

получим

$$V_i = \sqrt{\frac{C_T F_\rho u^2}{4\gamma F}} = \frac{u}{2} \sqrt{\frac{C_T}{\gamma}}.$$

Индуктивная скорость у большинства несущих винтов на режиме висения  $V_i \approx 8 \div 10$  м/сек,  $C_T \approx 0,008$ .

Важной характеристикой несущего винта является относительный коэффициент полезного действия  $\eta_{\text{пол}} = \frac{N_i}{N}$

Относительным к. п. д. несущего винта называется отношение мощности, необходимой для создания силы тяги идеального винта, к полной мощности, подводимой к винту. У современных винтов к. п. д. имеет величину 0,6—0,75.

## § 18. Особенности работы соосной системы двух несущих винтов

У двухвинтового вертолета соосной схемы несущие винты расположены на одной оси — один сверху, другой снизу. Такой вертолет имеет свои особенности в работе. Площадь, ометаемая обоими несущими винтами, равна площади, ометаемой одним винтом,

$$F_c = F_1,$$

где  $F_c$  — площадь, ометаемая системой винтов;

$F_1$  — площадь, ометаемая одним винтом.

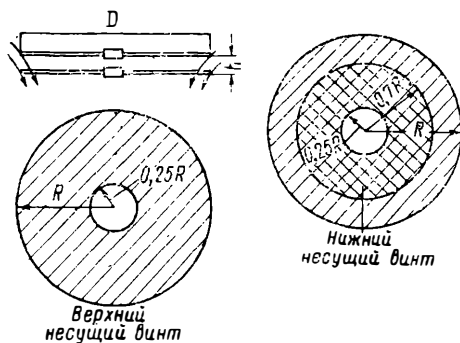


Рис. 26. Работа системы соосных винтов

В этом случае имеется в виду, что диаметры верхнего и нижнего винтов одинаковые.

Рассмотрим систему струй воздуха, проходящего через ометаемые площади верхнего и нижнего винтов (рис. 26). Увеличение расстояния между втулками верхнего и нижнего винтов ухудшает условия работы нижнего винта и усложняет конструкцию всей системы, а уменьшение — вызывает

опасность столкновения лопастей винтов и увеличивает тряску вертолета. У вертолетов Ка-15 и Ка-18 расстояние  $h = 0,08D = 0,8$  м. При таком расстоянии нижний винт на работу верхнего винта не влияет. Струя от верхнего винта сужается и в плоскости вращения нижнего винта ее радиус составляет  $0,7R$  винта. В этом случае концы лопастей нижнего винта работают в таких же условиях, что и верхнего, и подсасывают дополнительно воздух сбоку.

Исходя из этого подсчитывают эффективную площадь всей системы, через которую воздух протекает так же, как у изолированного винта на режиме висения.

Из площади, ометаемой верхним винтом, надо вычесть площадь корневых потерь (радиусом  $0,25R$ ). У нижнего винта в условиях, сходных с условиями на режиме висения, работают только концы лопастей. Площадь, ометаемая этими концами,

$$F_{II} = \pi R^2 - \pi 0,7^2 R^2.$$

Следовательно, эффективная площадь обоих винтов, через которую поток протекает так же, как при висении изолированного винта, определяется по формуле

$$F_c = \pi R^2 - \pi 0,25^2 R^2 + \pi R^2 - \pi 0,7^2 R^2 = \pi R^2 (1 - 0,06 + 1 - 0,49) = 1,45 F_1.$$

Та часть нижнего винта, которая работает в струе верхнего, имеет меньшую эффективность. За счет индуктивной скорости -верхнего винта уменьшаются углы атаки элементов лопастей нижнего винта (см. рис. 23, б), что приводит к уменьшению силы тяги. Для снижения этого влияния установочные углы лопастей нижнего винта делают на  $2-3^\circ$  больше, чем у верхнего, но это не исключает полностью вредного влияния верхнего винта на нижний. При наличии такого влияния эффективность центральной части нижнего винта, находящейся в струе от верхнего, снижается в два раза по сравнению с эффективностью концевой площади вне струи от верхнего винта.

Площадь, ометаемую нижним винтом, работающим в струе от верхнего, определяют по формуле

$$F_{\text{н}} = \pi R^2 0,7^2 - \pi R^2 0,25^2 = \pi R^2 0,43 = 0,43 F_1.$$

Так как ее эффективность по сравнению с площадью верхнего винта меньше в два раза, то, следовательно, дополнительная эффективная площадь нижнего винта

$$F_{\text{э. н}} = 0,43 F_1 0,5 = 0,22 F_1.$$

Эффективная площадь всей системы  $F_{\text{э. с}} = 1,45 F_1 + 0,22 F_1 = 1,67 F_1$ . Эта формула позволяет сделать вывод, что сила тяги двух соосных винтов при одинаковых условиях больше тяги изолированного несущего винта такого же диаметра в 1,67 раза.

Если тяга соосной системы и изолированного винта равны между собой, то на создание тяги системой соосных винтов потребуется меньше мощности, что следует из импульсной теории идеального винта.

Мощность, потребная на вращение идеального винта, полностью преобразуется в кинетическую энергию струи, т. е.  $N_i = T V_i$ .

Если обозначить через  $T_c$ ,  $V_c$ ,  $F_c$  соответственно тягу, индуктивную скорость и эффективную площадь соосной системы двух винтов, а через  $T_1$ ,  $V_1$ ,  $F_1$  — тягу, индуктивную скорость и ометаемую площадь изолированного винта, то будем иметь  $T_c = T_1$ .

Следовательно,

$$2\rho F_c V_c^2 = 2\rho F_1 V_1^2$$

Известно, что

$$F_c = 1,67 F_1.$$

Тогда

$$2\rho 1,67 F_1 V_c^2 = 2\rho F_1 V_1^2$$

Отсюда находим

$$V_c^2 = \frac{2\rho F_1 V_1^2}{2\rho 1,67 F_1} = \frac{V_1^2}{1,67},$$

или

$$V_c = \sqrt{\frac{V_1^2}{1,67}} \approx 0,78 V_1.$$

Чтобы получить тягу на системе соосных винтов, равную тяге изолированного винта такого же диаметра, индуктивная скорость соосной системы должна быть меньше индуктивной скорости изолированного винта.

Так как потребная мощность идеального винта пропорциональна  $V_i$ , то для получения такой же тяги для соосной системы

требуется меньше мощности, чем для изолированного винта. В этом состоит преимущество соосной системы. Число  $0,78 \approx 0,8$  называют коэффициентом аэродинамической выгодности и обозначают  $\zeta_A$ . Используя этот коэффициент, выразим потребную мощность соосной системы через потребную мощность изолированного идеального винта

$$N_c = \zeta_A N_I = 0,8 N_I.$$

Из этого вытекает, что при одинаковой мощности система соосных винтов дает тягу на 13—15% больше, чем изолированный несущий винт. Поэтому вертолет с соосными винтами имеет меньшие габариты, чем одновинтовой. Но ввиду сложности конструкции и других недостатков по этой схеме пока строятся только легкие вертолеты.

У двухвинтовых вертолетов других схем, например с продольным расположением винтов и с перекрещивающимися винтами, также имеется аэродинамический выигрыш на режиме осевого обтекания. Коэффициент аэродинамической выгодности этих систем тем больше приближается к 0,8, чем меньше расстояние между осями втулок несущих винтов.

### ***Вопросы и ответы для программированного контроля***

В I и II главах рассмотрены важные понятия, которые имеют большое самостоятельное значение и обеспечивают дальнейшее успешное изучение аэродинамики вертолета. Для проверки усвоения изложенного материала ниже приводятся вопросы и ответы на них.

Задача состоит в том, чтобы из трех-четырёх предложенных ответов выбрать наиболее полный и правильный. Некоторые из приведенных ответов вообще неправильные. Большинство из них неполные.

**Вопрос 1.** Сущность и назначение геометрической крутки лопасти.

**Ответ 1.** Геометрическая крутка заключается в изменении установочных углов элементов лопасти. Крутка делается с целью равномерного распределения нагрузки по лопасти и увеличения силы тяги несущего винта.

**Ответ 2.** Геометрическая крутка — это изменение установочных углов элементов лопасти по радиусу несущего винта. Корневые элементы имеют большие установочные углы, концевые — меньшие. Крутка обеспечивает элементам лопасти углы атаки, близкие к наивыгоднейшим, и увеличивает силу тяги несущего винта на 5—7%. За счет крутки становится более равномерной нагрузка на отдельные элементы лопасти и оттягивается срыв потока с концевой части лопасти.

**Ответ 3.** Геометрической круткой называется разность между установочными углами в корневой и концевой частях лопасти. Крутка обеспечивает минимальные установочные углы у корневых элементов и наибольшие — у концевых. Это необходимо для достижения более высокого к. п. д. винта, увеличения силы тяги и достижения более равномерной нагрузки на различные части лопасти.

**Вопрос 2.** Коэффициент режима работы несущего винта.

**Ответ 1.** Коэффициентом режима работы несущего винта называется безразмерное число  $\mu$ , равное отношению скорости полета вертолета к индуктивной скорости конца лопасти

$$\mu = \frac{V}{V_i}.$$

**Ответ 2.** Коэффициентом режима работы несущего винта называется число  $\mu$ , равное отношению проекции скорости полета на ось втулки несущего винта к окружной скорости конца лопасти

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

**Ответ 3.** Коэффициентом режима работы несущего винта называется число  $\mu$ , равное отношению скорости полета вертолета к угловой скорости конца лопасти

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

**Ответ 4.** Коэффициентом режима работы называется число  $\mu$ , равное отношению проекции скорости полета вертолета на плоскость вращения втулки несущего винта к окружной скорости конца лопасти

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

**Вопрос 3.** Какая существует связь между коэффициентом режима работы и режимом работы несущего винта?

**Ответ 1.** Чем больше  $\mu$ , тем больше индуктивная скорость несущего винта, тем больше режим работы его приближается к режиму осевого обтекания.

**Ответ 2.** Если  $\mu=0$ , то это говорит о режиме осевого обтекания. Чем больше  $\mu$ , тем более эффективно проявляются свойства режима косоугольного обтекания.

**Ответ 3.** Увеличение коэффициента  $\mu$  свидетельствует об увеличении угла атаки несущего винта и приближении режима его работы к режиму осевого обтекания.

**Вопрос 4.** Какая существует связь между углом атаки несущего винта и режимом его работы?

**Ответ 1.** Углом атаки несущего винта называется угол между вектором скорости полета и плоскостью вращения втулки. На режиме осевого обтекания угол атаки несущего винта  $A=\pm 90^\circ$ , на режиме косоугольного обтекания  $A \neq \pm 90^\circ$ .

**Ответ 2.** Углом атаки несущего винта называется угол между вектором скорости полета и осью втулки. Если угол атаки несущего винта  $A=90^\circ$ , винт работает на режиме осевого обтекания, если же  $A \neq 90^\circ$  — на режиме косоугольного обтекания.

**Ответ 3.** Углом атаки несущего винта называется угол между плоскостью вращения несущего винта и вектором невозмущенного потока, набегающего на винт. При  $A=0^\circ$  — режим косоугольного обтекания, при  $A \neq 90^\circ$  — режим осевого обтекания.

**Вопрос 5.** Что называется тягой несущего винта и от чего она зависит?

**Ответ 1.** Тягой несущего винта называется аэродинамическая сила, возникающая при вращении винта за счет разности давления воздуха на лопасти винта

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} u^2.$$

Тяга зависит от коэффициента тяги площади винта, скорости полета и плотности воздуха. Коэффициент тяги зависит от числа оборотов и шага элемента лопасти.

**Ответ 2.** Тягой несущего винта называется аэродинамическая сила, направленная по оси несущего винта и образованная за счет разности давления воздуха под винтом и над винтом

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} R^2 \omega^2.$$

Тяга зависит от коэффициента тяги, площади несущего винта или радиуса, плотности воздуха и оборотов несущего винта. Коэффициент тяги зависит от шага.

**Ответ 3.** Тягой несущего винта называется аэродинамическая сила, которая возникает за счет разности давления воздуха на винт снизу и сверху

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} \omega R R \quad \text{или} \quad T = 2 F V_i^2.$$

Тяга несущего винта зависит от коэффициента тяги, площади, ометаемой винтом, шага винта и числа оборотов. При увеличении шага и числа оборотов тяга увеличивается.

**Вопрос 6.** Что такое реактивный момент несущего винта, его зависимость и действие?

**Ответ 1.** Реактивным моментом называется момент, направленный против вращения винта

$$M_p = Q_{\tau} R k.$$

Он тормозит вращение винта и разворачивает вертолет против вращения. Реактивный момент зависит от числа оборотов винта, плотности воздуха, шага винта и скорости полета.

**Ответ 2.** Реактивным моментом называется момент сил сопротивления вращению относительно оси втулки. Определяется по формуле

$$M_p = Q_{\tau} r_Q k.$$

Он зависит от числа оборотов, шага, плотности воздуха, состояния поверхности и скорости полета. Тормозит вращение винта, разворачивает вертолет против его вращения.

**Ответ 3.** Реактивным моментом называется момент сил сопротивления вращению, направленный против вращения винта, тормозящий его вращение и разворачивающий вертолет против вращения. Он зависит от скорости полета, числа оборотов и плотности воздуха

$$M_p = 2 Q_{\tau} r k.$$

**Вопрос 7.** Мощность, необходимая для вращения несущего винта, и условия постоянства оборотов.

**Ответ 1.** Секундная работа, необходимая для вращения несущего винта, зависит от числа оборотов, шага, скорости полета и плотности воздуха

$$N_{\Pi} = m_{кр} F \frac{\rho}{2} \omega^3 R^3.$$

Если  $N_{\text{подв}} = N_{\text{потр}}$  — число оборотов постоянно, если  $N_{\text{подв}} > N_{\text{потр}}$  — число оборотов увеличивается.

**Ответ 2.** Секундная работа, преодолевающая реактивный момент, зависит от шага винта, числа оборотов и скорости полета

$$N_{\text{потр}} = M_p \omega.$$

При  $N_{\text{подв}} = N_{\text{потр}}$  число оборотов не изменяется, при  $N_{\text{подв}} > N_{\text{потр}}$  число оборотов увеличивается.

**Ответ 3.** Секундная работа, необходимая для вращения несущего винта и преодоления тормозящего действия реактивного момента, зависит от тяги несущего винта, числа оборотов, плотности воздуха и скорости полета

$$N_{\text{потр}} = F \frac{\rho}{2} \omega^2 R^3 m_{\text{кр.}}$$

При  $N_{\text{подв}} = N_{\text{потр}}$  число оборотов постоянное, при  $N_{\text{подв}} > N_{\text{потр}}$  число оборотов увеличивается.

**Вопрос 8.** Что называется углом атаки элемента лопасти винта и как он изменяется?

**Ответ 1.** Углом атаки элемента лопасти называется угол между хордой лопасти и вектором результирующей скорости. Он зависит от шага элемента лопасти, индуктивной скорости и скорости полета вертолета. Чем больше индуктивная скорость, тем меньше угол атаки. Чем больше вертикальная скорость набора высоты, тем меньше угол атаки.

**Ответ 2.** Угол атаки элемента лопасти — угол между хордой элемента лопасти и вектором результирующей скорости. Он зависит от скорости полета и угла индуктивного скоса потока. При увеличении индуктивной скорости угол атаки увеличивается, при увеличении скорости полета — уменьшается.

**Ответ 3.** Угол атаки элемента лопасти — угол между хордой и вектором окружной скорости. Он зависит от шага и скорости полета вертолета. При увеличении вертикальной скорости снижения угол атаки увеличивается. При увеличении вертикальной скорости набора высоты угол атаки уменьшается.

Глава

## IV

### РАБОТА НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ КОСОГО ОБТЕКАНИЯ

#### § 19. Особенности работы несущего винта на режиме косо́го обтекания

Напомним, что косым обтеканием называется работа несущего винта в невозмущенном потоке, который набегае́т на винт непараллельно оси втулки (см. рис. 12, в). Если при осевом обтекании винт сообщает массе воздуха, идущего вдоль оси, дополнительное количество движения в том же направлении, то при косом обтекании винт также сообщает определенной массе воздуха дополнительное количество движения, только не в направлении невозмущенного потока, а вдоль оси винта, вниз. Это приводит к возникновению так называемого скоса потока (рис. 27, а). Величина скоса потока имеет непосредственную связь с величиной тяги, которую несущий винт развивает на режиме косо́го обтекания.

Согласно вихревой теории крыла и воздушного винта, разработанной Н. Е. Жуковским в 1905—1921 гг., подъемную силу крыла и силу тяги несущего винта на режиме косо́го обтекания можно определить по одним и тем же формулам.

Представим себе поток круглого сечения, который обтекает крыло (рис. 27, б). К крылу поток подходит со скоростью  $V$ . В ре-

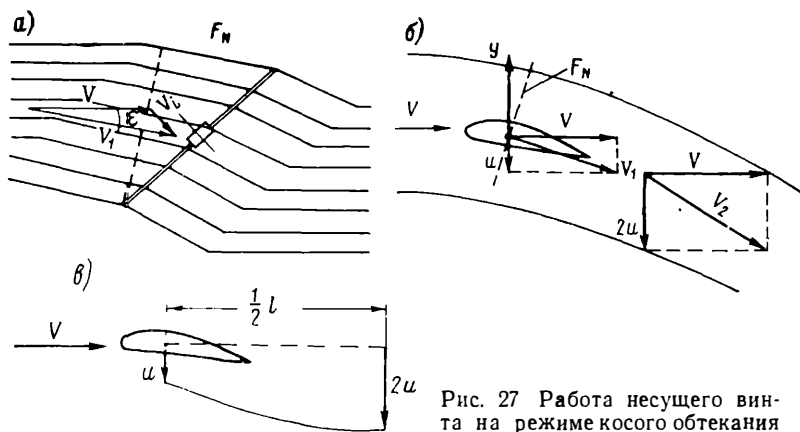


Рис. 27 Работа несущего винта на режиме косо обтекания

зультате образования индуктивных вихрей крыло сообщает секундной массе воздуха  $m_s$  вертикальную скорость  $u$ , называемую индуктивной. Вихревая теория доказывает, а экспериментальная аэродинамика подтверждает, что за крылом происходит постепенное увеличение индуктивной скорости.

На расстоянии, равном примерно  $0,5l$  (полуразмах крыла), индуктивная скорость достигает величины  $2u$  (рис. 27, б). Следовательно, воздух получает от крыла дополнительное количество движения, равное  $m_s 2u$ .

По закону сохранения энергии прирост количества движения равен импульсу силы. Импульс силы за одну секунду будет ничем иным, как подъемной силой крыла. Следовательно,

$$Y = m_s 2u. \quad (13)$$

Найдем величину секундной массы воздуха  $m_s$ . Площадь сечения потока  $F_N$ , нормального к вектору  $V_1$ , равна площади круга диаметром, равным размаху крыла  $l$

$$F_N = \pi \frac{l^2}{4}.$$

Вектор скорости  $\bar{V}_1 = \bar{V} + \bar{u}$  ( $V$  — скорость невозмущенного потока, а  $u$  индуктивная скорость). Тогда

$$m_s = \rho F_N V_1. \quad (14)$$

Подставив найденное значение секундной массы в формулу (13), получим

$$Y = 2\rho F_N V_1 u. \quad (15)$$

Таким образом, подъемная сила крыла зависит от плотности воздуха, размаха крыла, скорости полета и индуктивной скорости, с которой крыло отбрасывает (скашивает) поток вниз.



Из формулы (15) найдем величину индуктивной скорости

$$u = \frac{Y}{2\rho F_N V_1}.$$

Так как угол индуктивного скоса потока мал, то можно принять, что  $V_1 \approx V$ .

Скос потока, образуемый несущим винтом (см. рис. 27, а), похож на скос потока крылом с размахом  $l=D$ .

Воздух подходит к винту со скоростью  $V$  и отклоняется вниз за счет индуктивной скорости подсосывания  $V_i$ . Результирующая скорость винта будет равна векторной сумме скоростей невозмущенного потока и индуктивной скорости

$$\vec{V}_1 = \vec{V} + \vec{V}_i.$$

Угол  $\epsilon$  между векторами  $\vec{V}$  и  $\vec{V}_1$  является индуктивным скосом потока.

Продолжая сравнение с крылом самолета, мы можем сказать, что через площадь  $F_N$ , нормальную к вектору результирующей скорости  $\vec{V}_1$ , протекает секундная масса воздуха  $m_s = \rho F_N V_1$ . Так как винт принят за крыло с размахом  $l=D$ , то

$$F_N = \pi \frac{l^2}{4} = \pi \frac{D^2}{4} = F,$$

т. е. площадь, перпендикулярная вектору  $\vec{V}_1$ , будет равна площади, ометаемой несущим винтом  $F_N = F$ .

На режиме косо го обтекания скорость отбрасывания также равна удвоенной скорости подсосывания. Исходя из этого согласно импульсной теории идеального винта, находят тягу на режиме косо го обтекания по формуле (4)

$$T = m_s V_{от} = m_s 2V_i.$$

Используя формулу (14), можно записать

$$T = \rho F_N V_1 2V_i.$$

Если  $F_N = F$ , то

$$T = 2\rho F V_1 V_i$$

Если учесть концевые и корневые потери, то формулу можно записать в виде

$$T = 2\gamma\rho F V_1 V_i.$$

Следовательно, сила тяги несущего винта на режиме косо го обтекания зависит от плотности воздуха, шага винта и скорости полета.

## § 20. Зависимость силы тяги несущего винта от скорости полета

Тяга определенного винта при постоянной плотности воздуха зависит от скорости полета и индуктивной скорости. При увеличении скорости полета увеличивается и результирующая скорость, что приводит к увеличению секундной массы воздуха, которую скашивает несущий винт. Следовательно, чем больше скорость на режиме косо́го обтекания, тем больше секундная масса воздуха и тем больше тяга, развиваемая винтом. Но увеличение тяги возможно до некоторого предела. Это связано с изменением индуктивной скорости, которая, в свою очередь, зависит от скорости полета. Но эта зависимость усложняется изменением угла атаки несущего винта (рис. 28, а). График позволяет сделать некоторые важные выводы:

индуктивная скорость с увеличением скорости полета уменьшается;

при увеличении угла атаки несущего винта индуктивная скорость увеличивается, а при уменьшении — уменьшается;

при углах атаки от  $0^\circ$  и менее индуктивная скорость уменьшается с увеличением скорости полета;

при  $A > 0^\circ$  индуктивная скорость с увеличением скорости полета до  $15\text{--}20 \text{ км/ч}$  сначала увеличивается, а затем уменьшается;

при скорости полета до  $50\text{--}60 \text{ км/ч}$  индуктивная скорость в большей степени зависит от угла атаки несущего винта, а на большей скорости эта зависимость становится незначительной;

индуктивная скорость уменьшается очень быстро при скорости полета от 0 до  $60\text{--}70 \text{ км/ч}$ .

При дальнейшем увеличении скорости полета уменьшение индуктивной скорости становится более плавным.

Эти выводы необходимы для понимания характера изменения силы тяги несущего винта на режиме косо́го обтекания, а также для понимания характера движения вертолета в горизонтальном полете, при наборе высоты и при снижении по наклонной траек-

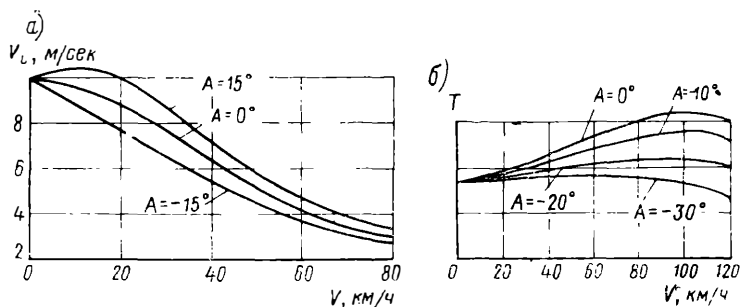


Рис. 28. Зависимость индуктивной скорости и тяги несущего винта от скорости полета

тории. Если учесть характер изменения индуктивной скорости, то станет понятным изменение тяги несущего винта при изменении скорости полета (рис. 28, б). График показывает, что с увеличением скорости полета тяга несущего винта увеличивается и достигает максимальной величины при скорости около 100 км/ч. Все сделанные выводы об изменении индуктивной скорости и силы тяги относятся к работе несущего винта с неизменной мощностью, которая затрачивается на его вращение.

Увеличение силы тяги с увеличением скорости полета объясняется тем, что по мере ее увеличения воздух в большом количестве подходит к винту, т. е. увеличивается секундная масса взаимодействующего с винтом воздуха. Большую массу воздуха винт скашивает вниз, значит, увеличивается импульс силы, т. е. тяга несущего винта.

При дальнейшем увеличении скорости сокращается время взаимодействия винта с воздухом. Винт «не успевает» сильно оттолкнуть воздух вниз, значит уменьшается индуктивная скорость, а следовательно, и импульс силы. Кроме того, энергия, получаемая винтом от вала, расходуется не только на создание индуктивной скорости, но и на преодоление сил сопротивления трения, а с увеличением скорости эти силы увеличиваются.

## § 21. Сила тяги лопасти и ее изменение по азимуту

При вращении несущего винта на режиме косо́го обтекания происходит непрерывное изменение положения лопасти относительно вектора скорости полета или вектора скорости невозмущенного потока, набегающего на несущий винт. От этого зависят характер обтекания лопасти и силы, которые при этом возникают. Изменение положения лопасти является причиной очень многих явлений, возникающих на режиме косо́го обтекания. Для определения этого положения введено специальное понятие — азимут лопасти.

Азимут, или углом азимутального положения лопасти, называется угол между нулевой линией и продольной осью лопасти в данный момент времени (рис. 29).

За нулевую линию принята продольная ось лопасти, когда лопасть расположена сзади оси втулки несущего винта.

Азимут отсчитывается от 0 до 360° по направлению вращения

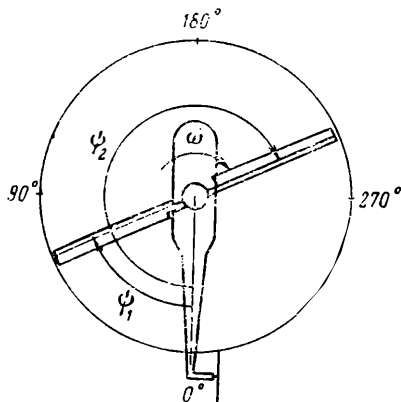


Рис. 29. Азимут лопасти

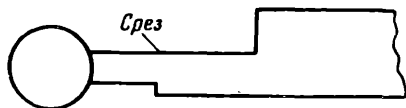


Рис. 30. Срез корня лопасти

несущего винта и обозначается буквой  $\psi$ . Лопасть, которая движется от азимута  $0^\circ$  к азимуту  $180^\circ$ , называется наступающей. Лопасть, которая движется от азимута  $180^\circ$  к азимуту  $360^\circ$ , называется отступающей.

Понятия «наступающая» лопасть и «отступающая» связаны с изменением направления набегающего на лопасть невозмущенного потока.

У наступающей лопасти невозмущенный поток, образованный полетом вертолета, направлен под некоторым углом на ребро атаки лопасти, у отступающей — этот поток направлен на ребро обтекания, увеличивает вибрации несущего винта и изменяет силы тяги лопасти по азимуту, уменьшает силу тяги несущего винта на режиме косоугольного обтекания. Для уменьшения этих отрицательных явлений лопасть несущего винта в корневой части имеет срез несущей поверхности (рис. 30). Увеличение этого среза уменьшает влияние обратного обтекания, но увеличивает корневые потери, а следовательно, и величину силы тяги на режиме осевого обтекания. У каждого несущего винта устанавливают оптимальную величину корневых срезов.

Силу тяги отдельной лопасти можно определить по той же формуле, что и подъемную силу крыла

$$T_{\text{л}} = C_{T_{\text{л}}} S_{\text{л}} \frac{\rho}{2} W^2,$$

где  $C_{T_{\text{л}}}$  — коэффициент силы тяги лопасти;

$S_{\text{л}}$  — площадь лопасти в плане;

$W$  — результирующая скорость конца лопасти.

Коэффициент силы тяги лопасти зависит от ее формы и установочного угла, следовательно, при неизменном шаге  $\varphi$ ,  $C_{T_{\text{л}}}$  и  $S_{\text{л}}$  являются постоянными величинами. Тогда при постоянной плотности воздуха тяга лопасти будет изменяться аналогично изменению результирующей скорости обтекания.

В азимуте  $90^\circ$  тяга лопасти на режиме косоугольного обтекания достигает наибольшей величины, так как в этом случае результирующая скорость обтекания максимальная. И, наоборот, при  $\psi = 270^\circ$  тяга лопасти наименьшая, так как в этом азимуте минимальная результирующая скорость (см. рис. 31, в).

## § 22. Результирующая скорость обтекания элемента лопасти в плоскости вращения втулки

Известно, что на режиме осевого обтекания каждый элемент лопасти находится в потоке, скорость которого равна окружной скорости элемента  $u = \omega r$ .

На режиме косо́го обтекания положение меняется. Если угол атаки несущего винта  $A=0^\circ$ , то результирующая скорость, с которой поток обтекает элемент лопасти, зависит от окружной скорости элемента, скорости полета и угла азимута  $\psi$ . В этом случае результирующая скорость не будет равна геометрической сумме окружной скорости и скорости полета, так как на аэродинамические силы элемента влияет только поток, направленный перпендикулярно к продольной оси лопасти.

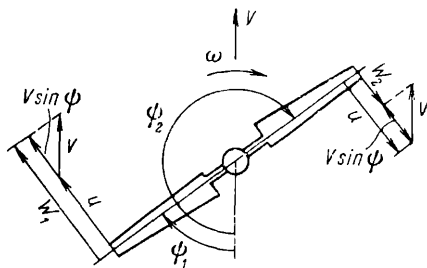


Рис. 31. Результирующая скорость элемента лопасти на режиме косо́го обтекания

Поэтому под результирующей скоростью элемента лопасти на режиме косо́го обтекания необходимо понимать сумму векторов окружной скорости элемента лопасти и проекции вектора скорости полета на линию вектора окружной скорости (рис. 31)

$$\vec{W} = \vec{u} + \vec{V} \sin \psi. \quad (16)$$

Следовательно, при неизменной скорости полета и при постоянной угловой скорости результирующая скорость будет изменяться в зависимости от угла азимута.

Рассмотрим изменение результирующей скорости по азимуту лопасти (рис. 32).

Нетрудно убедиться, что результирующая скорость при  $\psi=0^\circ$  и  $180^\circ$  равна окружной скорости, так как проекция скорости полета на вектор окружной скорости равна нулю (рис. 32, а)

$$W_0 = u + V \sin 0^\circ = u,$$

$$W_{180} = u + V \sin 180^\circ = u.$$

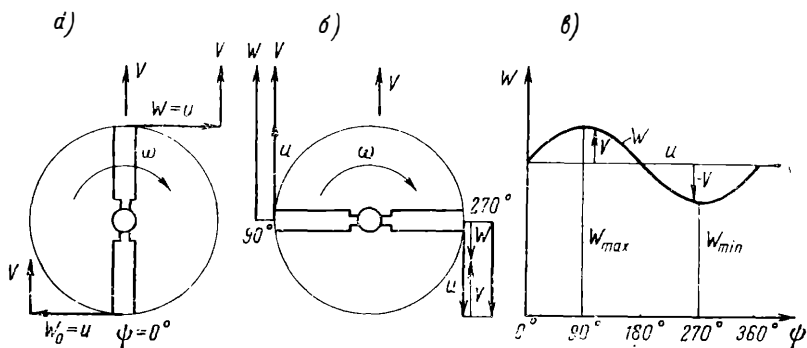


Рис. 32. Изменение результирующей скорости элемента лопасти по азимуту

При  $\psi = 90^\circ$  результирующая скорость равна

$$W_{90} = u + V \sin 90^\circ = u + V$$

При  $\psi = 270^\circ$  результирующая скорость равна разности скоростей (рис. 32, б)

$$W_{270} = u + V \sin 270^\circ = u - V$$

Если по формуле (16) рассчитать результирующую скорость для нескольких азимутов, то можно построить зависимость  $W = f(\psi)$  (рис. 32, в).

Рис. 32 позволяет сделать следующие выводы:

наибольшая результирующая скорость элемента лопасти будет при  $\psi = 90^\circ$ , наименьшая при  $\psi = 270^\circ$ , при  $\psi = 0^\circ$  и  $180^\circ$  результирующие скорости данного элемента равны окружной скорости этого элемента. Следовательно, режим косого обтекания отличается от режима осевого обтекания изменением скорости элемента лопасти. На режиме осевого обтекания эта скорость остается постоянной  $W = u$  и от азимута не зависит. На этом режиме само понятие «азимут лопасти» не имеет смысла. На режиме косого обтекания результирующая скорость элемента лопасти в плоскости вращения втулки непрерывно меняется.

### § 23. Изменение окружной и результирующей скоростей по радиусу несущего винта

Рассмотрим диаграмму скоростей разных элементов двухлопастного винта, когда лопасти находятся в азимутах  $90$ — $270^\circ$ . При этом будем рассматривать векторы обращенного движения, т. е. векторы скоростей потока, который набегаает на элемент лопасти вследствие окружной скорости и скорости полета. Ранее на рисунках 32, а, б были показаны векторы скорости движения точки на элементе лопасти.

На этой диаграмме мы рассматриваем обратные векторы (рис. 33). Из рисунка видно следующее.

1. Окружные скорости увеличиваются от 0 у оси втулки. Показано изменение окружных скоростей разных элементов до максимального значения у концевых элементов по линии  $OD$  или  $OE$ .

2. Все элементы лопасти движутся со скоростью вертолета. Если параллельно линии  $ED$  провести прямую  $FG$  на расстоянии  $V$ , то получим диаграмму результирующих скоростей разных элементов.

3. В азимуте  $90^\circ$  результирующая скорость всех элементов равна  $u + V = \omega r + V$ ; в точке  $O$   $W = V$ .

4. В азимуте  $270^\circ$  результирующая скорость равна  $\omega r - V$ .

5. У концевых элементов лопасти, расположенных между точками  $A$  и  $C$ , окружная скорость больше скорости полета, следова-

тельно, разность  $u - V$  положительна, т. е.  $W > 0$ . Следовательно, на концевые элементы поток воздуха набегает с ребра атаки. Имеет место прямое обтекание элементов лопасти такое же, как и в азимуте  $90^\circ$ , но только с меньшей скоростью.

6. Элемент лопасти, расположенный в точке  $A$ , имеет окружную скорость, равную скорости полета  $u = V$ . Так как эти скорости направлены противоположно друг другу, то результирующая скорость этого элемента равна нулю.

7. У корневых элементов между точками  $A$  и  $O$  окружная скорость меньше скорости полета ( $u < V$ ), т. е. у этих элементов разность  $u - V = -W$ . Это означает, что на эти элементы поток набегает со стороны ребра обтекания. У корневых элементов в азимуте, близких к  $270^\circ$ , имеет место обратное обтекание.

8. Зона обратного обтекания имеет диаметр  $d$ , который можно определить из подобных треугольников  $ODC$  и  $OBA$ . В этих треугольниках  $OC = R$ ;  $OA = d$ ;  $CD = u = \omega R$ ;  $AB = V$ . По основному свойству подобных треугольников

$$\frac{OA}{OC} = \frac{AB}{CD}, \text{ или}$$

$$\frac{d}{R} = \frac{V}{\omega R},$$

откуда

$$d = R \frac{V}{\omega R}$$

Зная, что

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

окончательно будем иметь  $d = R\mu$ .

Вывод: диаметр зоны обратного обтекания тем больше, чем больше радиус несущего винта и чем больше коэффициент ре-

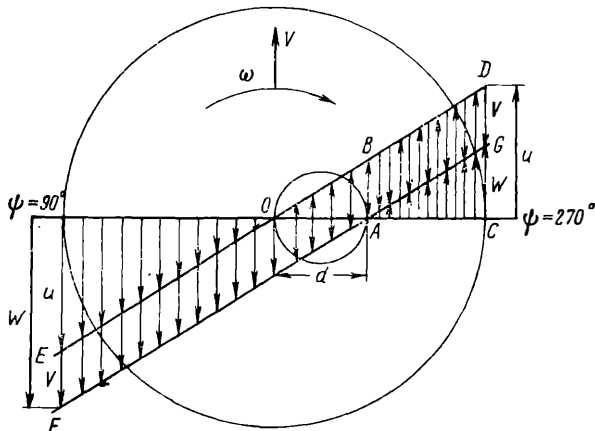


Рис. 33. Окружные и результирующие скорости различных элементов лопасти

жима работы несущего винта  $\mu$ , т. е. чем больше скорость полета вертолета при неизменных оборотах винта.

Вследствие обратного обтекания, на части лопасти, находящейся в этой зоне, возникает отрицательная сила тяги, которая уменьшается за счет корневого среза лопасти.

## § 24. Недостатки несущего винта с жестким креплением лопастей

Несущие винты первых вертолетов (например, ЦАГИ-ЭА) имели лопасти, жестко прикрепленные к втулке. Установочный угол лопасти изменялся при помощи осевых шарниров. Такие винты по своему устройству похожи на самолетные гребные винты с изменяемым шагом. Но первые же полеты выявили большие недостатки, присущие этим винтам.

Сила тяги создается всеми элементами лопасти, но наибольшие элементарные силы будут у элементов, расположенных на  $\frac{3}{4}R$  (см. рис. 15, *з*). Равнодействующая элементарных сил приложена в центре давления лопасти, который расположен на элементе с относительным радиусом  $\bar{r}=0,7$ . Такое распределение элементарных сил тяги и такое расположение равнодействующей приводит к образованию большого изгибающего момента у корня лопасти (рис. 34, *а*). Приближенная величина изгибающего момента корневой части лопасти в месте ее заделки во втулке определяется по формуле  $M_{изг} = T_{л} 0,7R$ .

Так, если у винта четыре лопасти, то при полетном весе вертолета 6000 кг тяга одной лопасти  $T_{л} = 6000 : 4 = 1500$  кг. При диаметре несущего винта  $D = 20$  м  $M_{изг} = 1500 \times 0,7 \times 10 = 10500$  кгм. У тяжелого вертолета этот момент будет еще больше. Большой изгибающий момент создает большую нагрузку на корень лопасти. Кроме того, на лопасть действует центробежная сила, достигающая величины в несколько десятков тонн, следовательно, корневая часть лопасти работает в условиях больших нагрузок. Чтобы не происходило разрушения лопасти, надо увеличивать площадь сечения ее корневой части, а это приводит к увеличению веса конструкции и снижению полезной нагрузки вертолета.

Так как сила тяги лопасти меняется по азимуту, то будет меняться и ее изгибающий момент (рис. 34, *б*). Переменный изгиб вызывает усталостные напряжения в материале силовых элементов, что может привести к быстрому разрушению лопасти. Изгибные колебания концов лопастей вверх и вниз достигают большой частоты (до 3—4 колебаний в секунду), создавая сильную тряску вертолета.

На режиме осевого обтекания тяга лопасти по азимуту не меняется, а это означает, что вектор силы тяги несущего винта, равный сумме сил тяги лопастей  $T = T_{л}k$ , проходит по оси втулки (рис. 34, *в*).



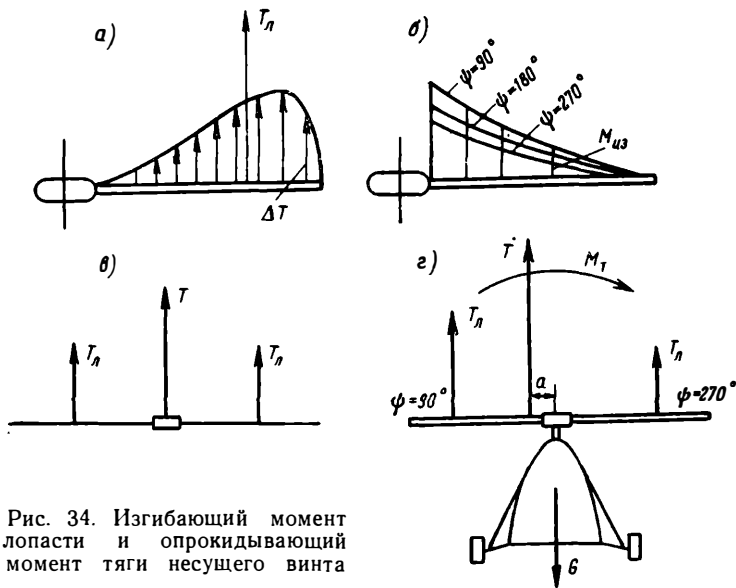


Рис. 34. Изгибающий момент лопасти и опрокидывающий момент тяги несущего винта

На режиме косо́го обтекания тяга лопасти зависит от азимута. В азимуте  $90^\circ$  она имеет наибольшую величину, в азимуте  $270^\circ$  — наименьшую (рис. 34, з). За счет такого изменения половина диска несущего винта (наступающие лопасти) имеет бо́льшую силу тяги, чем вторая половина, образованная отступающими лопастями.

Вектор силы тяги несущего винта  $T$  в этом случае пройдет не через центр втулки, а на расстоянии  $a$  от оси втулки. Относительно оси втулки образуется момент тяги  $M_T = Ta$ .

Так как ось втулки находится в плоскости симметрии вертолета, то момент тяги несущего винта вызывает опрокидывание всего вертолета. Этот момент называется опрокидывающим. Итак, у несущего винта с жестким креплением имеются три больших недостатка:

наличие опрокидывающего момента тяги на режиме косо́го обтекания;

наличие большого изгибающего момента тяги у корня лопасти; изменение момента тяги лопасти по азимуту.

Все эти недостатки можно устранить, если лопасти крепить к втулке с помощью горизонтальных шарниров.

## § 25. Назначение горизонтальных шарниров втулки несущего винта

Горизонтальным шарниром (ГШ) называется шарнир, ось которого расположена в плоскости вращения втулки, перпендикулярно к продольной оси лопасти (рис. 35, а). Тяга лопасти обра-

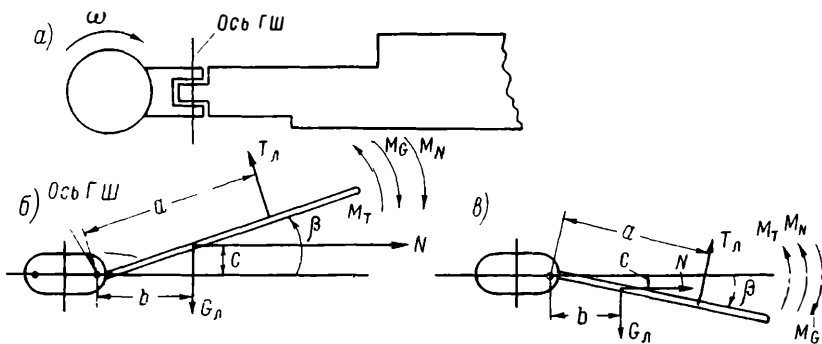


Рис. 35. Равновесие лопасти относительно горизонтального шарнира

зует относительно этого шарнира момент, который поворачивает лопасть. Момент тяги  $M_{\text{Т}} = T_{\text{л}}a$  вызывает поворот лопасти относительно этого шарнира, а значит, он не передается на втулку (устраняется опрокидывающий момент тяги) (рис. 35, б).

При наличии горизонтального шарнира изгибающий момент силы тяги у корня лопасти становится равным нулю, разгружается ее корневая часть; изгиб лопасти уменьшается, следовательно, уменьшаются усталостные напряжения в ней, лопасть становится более долговечной. Вибрации, вызванные изменением момента силы тяги лопасти по азимуту, также уменьшаются. Подводя итог, можно сказать, что горизонтальные шарниры предназначены:

для устранения опрокидывающего момента тяги несущего винта на режиме косо обтекания;

для разгрузки корневой части лопасти от изгибающего момента тяги;

для уменьшения усталостных напряжений в лопасти и уменьшения вибраций, вызванных изменением момента тяги лопасти по азимуту.

Кроме того, горизонтальные шарниры упрощают управление несущим винтом и вертолетом, улучшают статическую устойчивость вертолета, уменьшают величину изменения тяги лопасти по азимуту.

## § 26. Условия равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира

Вернемся к рассмотрению момента тяги лопасти относительно горизонтального шарнира. Если этот момент на втулку не передается, а только поворачивает лопасть, то невольно возникает вопрос: а как же передать через шарнир силу тяги лопасти на втулку? Чтобы ответить на этот вопрос, рассмотрим условия равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира.

В плоскости, перпендикулярной плоскости вращения втулки, на лопасть, кроме силы тяги, действуют сила веса  $G_L$  и центробежная сила  $N$  (рис. 35, б).

Каждая из этих сил относительно горизонтального шарнира образует момент. Момент силы тяги лопасти поворачивает ее вверх. Между продольной осью лопасти и плоскостью вращения втулки образуется угол взмаха  $\beta$ . Когда конец лопасти находится выше плоскости вращения втулки, угол взмаха лопасти считается положительным.

Момент силы тяги поворачивает лопасть в сторону увеличения угла взмаха (взмах лопасти вверх). Момент силы веса  $M_G = G_L b$  поворачивает лопасть вниз, уменьшая угол взмаха. Момент центробежной силы поворачивает лопасть, приближая ее к плоскости вращения втулки. Если угол взмаха положительный, то момент центробежной силы  $M_N = NC$  поворачивает лопасть вниз и совпадает по направлению с моментом силы веса лопасти. При отрицательном угле взмаха (рис. 35, в) момент центробежной силы поворачивает лопасть вверх и совпадает по направлению с моментом силы тяги. Таким образом, момент центробежной силы стремится уменьшить отклонение лопасти от плоскости вращения втулки.

Центробежная сила действует всегда в плоскости вращения, направлена во внешнюю сторону от оси и приложена к центру тяжести лопасти. Определить ее можно по формуле

$$N = \frac{mu^2}{r} = \frac{G_L u^2}{gr} = \frac{G_L}{g} \omega^2 r.$$

У вертолета Ми-4 центробежная сила лопасти при максимальном числе оборотов несущего винта превышает 20 000 кг. Поэтому даже при маленьком плече  $c$  момент этой силы будет очень большим.

Выяснив, какие моменты действуют на лопасти относительно горизонтального шарнира, можно определить условие равновесия:

$$\Sigma M_{\text{гш}} = 0.$$

Для положительного и отрицательного углов взмаха это условие можно записать следующим образом:

при  $\beta > 0$

$$M_T = M_G + M_N \quad \text{или} \quad Ta = G_L b + NC, \quad (17)$$

при  $\beta < 0$

$$M_G = M_T + M_N.$$

Равновесие при отрицательных углах взмаха возможно, но в течение очень ограниченного времени, поэтому в дальнейшем равенство (17) будем считать условием равновесия.

Если это условие нарушено, то лопасть будет поворачиваться до тех пор, пока равновесие не восстановится при новом угле

взмаха. При изменении угла взмаха будет изменяться плечо центробежной силы, а следовательно, и ее момент. Так, лопасть будет взмахивать вверх, если момент силы тяги будет больше суммы моментов центробежной силы и силы веса, т. е. при  $M_T > M_G + M_N$ . Но с увеличением угла взмаха момент  $M_N = Nc$  будет возрастать, снова наступит равновесие. Такой же процесс будет происходить при уменьшении угла взмаха, но только в обратном направлении.

Угол взмаха имеет сравнительно небольшую величину — 7—10°.

Основной причиной нарушения равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира является изменение силы тяги лопасти и ее момента.

Горизонтальные шарниры имеют ограничители (упоры) поворота лопасти вверх и вниз. Нижний упор является ограничителем свеса лопасти, т. е. на этот упор лопасть опирается, если винт не вращается, что предохраняет лопасть от столкновения с другими частями вертолета. Упор имеет центробежный регулятор, который позволяет лопасти отклоняться на отрицательный угол взмаха в полете.

Верхний упор ограничивает поворот лопасти вверх (угол взмаха 25—30°). В полете лопасть до ограничителей не доходит, так как момент центробежной силы не позволяет ей далеко отклоняться от плоскости вращения втулки.

## § 27. Конус вращения несущего винта

Вращающийся винт при наличии горизонтальных шарниров образует «конус вращения». При вращении несущего винта, если угол взмаха положительный, то лопасти движутся по образующей конуса, вершина которого расположена в центре втулки. Плоскость, проходящая через концы лопастей вращающегося винта, называется плоскостью вращения несущего винта (рис. 36).

Линия, проходящая через центр втулки перпендикулярно к плоскости вращения винта, называется осью конуса вращения. По оси конуса вращения проходит вектор силы тяги несущего винта.

Если угол взмаха лопастей не изменяется по азимуту, то плоскость вращения несущего винта параллельна плоскости вращения втулки, а ось конуса вращения совпадает с осью втулки несущего винта. В этом случае угол взмаха  $\beta$  равен углу конусности  $a_0$ . Углом конусности называется угол  $a_0$  между плоскостью вращения втулки и образующей конуса вращения. Он меняется от 0° до 10—12°

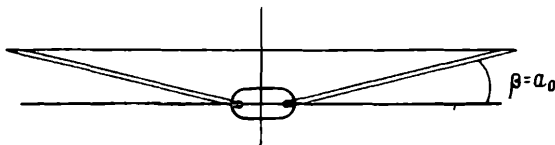


Рис. 36. Конус вращения несущего винта

Угол конусности будет тем больше, чем больше шаг несущего винта. Увеличение шага приводит к увеличению силы тяги лопасти и ее момента относительно горизонтального шарнира.

Конус вращения несущего винта отчетливо виден, если все лопасти имеют одинаковый угол взмаха, т. е. имеет место так называемая соконусность лопастей, отсутствие которой приводит к сильной тряске несущего винта. Для получения соконусности необходимо, чтобы установочные углы всех лопастей были одинаковы. Методика регулировки винта на соконусность лопастей дается в правилах технической эксплуатации вертолетов.

## § 28. Маховые движения лопастей

Маховыми движениями на режиме косо́го обтекания называются движения лопастей относительно горизонтальных шарниров втулки несущего винта. Эти движения возникают при нарушении равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира из-за изменения тяги лопасти по азимуту.

При увеличении тяги лопасти и ее момента лопасть делает взмах вверх, при уменьшении — вниз. Рассмотрим, как будут изменяться углы взмаха лопастей по азимуту.

У наступающей лопасти при  $\psi$  от 0 до  $90^\circ$  результирующая скорость обтекания, сила тяги и ее момент увеличиваются, лопасть делает взмах вверх — угол взмаха и вертикальная скорость увеличиваются. В азимуте  $90^\circ$  вертикальная скорость взмаха вверх достигает максимальной величины. При  $\psi > 90^\circ$  сила тяги лопасти и вертикальная скорость взмаха вверх уменьшаются, а угол взмаха продолжает увеличиваться.

На маховые движения лопастей влияет не только изменение результирующей скорости, но и изменение угла атаки элемента лопасти, вызванное углом конусности несущего винта. За счет угла конусности невозмущенный поток набегаёт на лопасть, расположенную в азимуте  $180^\circ$ , под некоторым углом снизу, а на лопасть в азимуте  $360^\circ$  — сверху (рис. 37, а).

Вектор скорости невозмущенного потока можно разложить на составляющие:  $\vec{V}_y$ , перпендикулярный продольной оси лопасти, и  $\vec{V}_c$ , параллельный оси лопасти. Последний называется скоростью скольжения. Угол атаки и сила тяги элемента лопасти от  $V_c$  не зависят. Вектор  $V_y$  в азимуте  $180^\circ$  направлен на лопасть снизу, следовательно, приводит к увеличению угла атаки элемента лопасти на величину  $\Delta\alpha$  (рис. 37, б). На рисунке индуктивная скорость потока не рассматривается.

В азимуте  $360^\circ$  (см. рис. 37, а) вектор  $V_y$  направлен к лопасти сверху, что приводит к уменьшению угла атаки элемента лопасти (рис. 37, в). Таким образом, за счет конусности угол атаки каждого элемента лопасти изменяется по азимуту от максимального в азимуте  $180^\circ$  до минимального в азимуте  $360^\circ$ . В азимутах

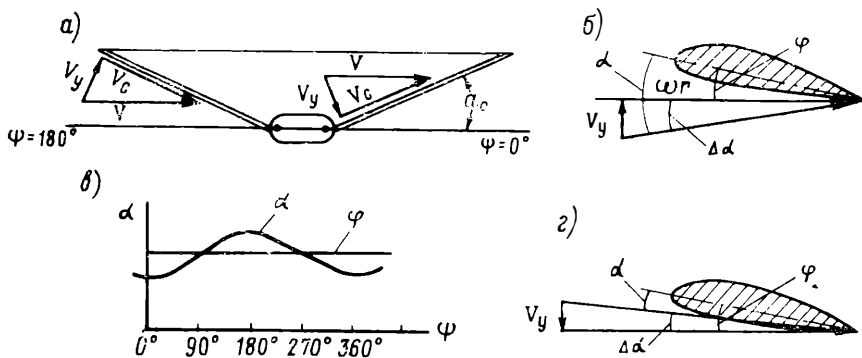


Рис. 37. Зависимость угла атаки элемента лопасти от угла конусности несущего винта

90 и 270° углы атаки равны установочным (без учета индуктивной скорости и скорости маховых движений), рис. 37, в.

Но увеличение угла атаки элемента лопасти за счет угла конусности при  $\psi > 90^\circ$  приводит к увеличению силы тяги и дальнейшему взмаху вверх. За счет этого влияния максимальный угол взмаха лопасти на режиме косо обтекания будет при  $\psi \approx 210^\circ$ . В этом случае устанавливается равновесие лопасти относительно горизонтального шарнира. При дальнейшем движении лопасти по кругу, вследствие уменьшения результирующей скорости и угла атаки элемента лопасти уменьшается сила тяги лопасти и нарушается равновесие, т. е.

$$M_T < M_G + M_N.$$

В азимуте 270° вертикальная скорость взмаха вниз будет максимальной. При  $\psi \approx 30^\circ$  снова наступает равновесие, угол взмаха будет наименьшим.

Подобное изменение углов взмаха по азимуту на режиме косо обтекания возможно, если установочный угол лопасти по азимуту не изменяется и не учитывается упругое скручивание лопасти под действием аэродинамических сил.

## § 29. Завал оси конуса вращения несущего винта

При изменении углов взмаха плоскость вращения и ось конуса вращения отклоняются назад и вбок в сторону наступающей лопасти на угол  $\tau$  (рис. 38, а). В результате завала оси конуса вращения назад на угол  $a_1$  увеличивается угол взмаха лопасти до  $\beta = a_0 + a_1$  в азимуте 180° и уменьшается до  $\beta = a_0 - a_1$  в азимуте 0° (рис. 38, б). Завал оси конуса вбок на угол  $b_1$  приводит к изменению углов взмаха: в азимуте 90°  $\beta = a_0 - b_1$ , в азимуте 270°  $\beta = a_0 + b_1$  (рис. 38, в).

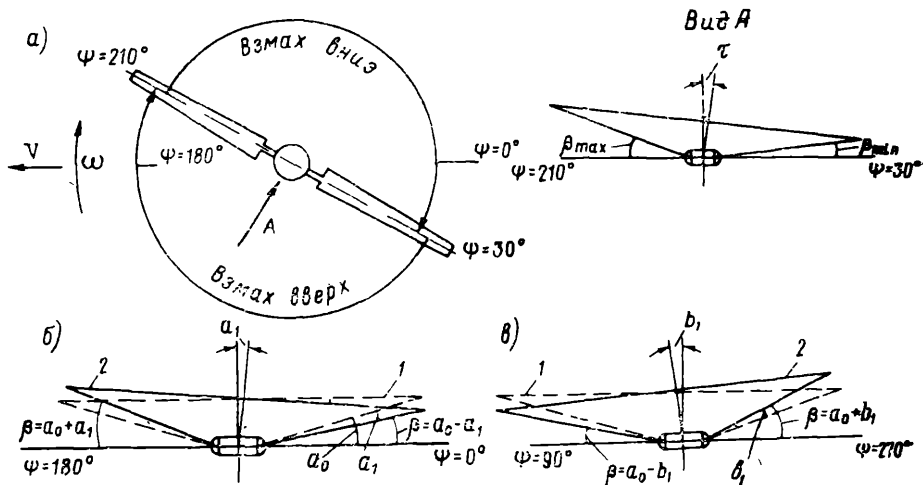


Рис. 38. Маховые движения лопастей и завал оси конуса несущего винта:  
 1 — конус при  $\mu = 0$ ; 2 — конус при  $\mu > 0$

Завал оси конуса назад на угол  $\alpha_1$  приводит к отклонению на тот же угол вектора силы тяги и образованию продольной составляющей силы тяги  $H$  (рис. 39, а). Эта сила является проекцией силы тяги несущего винта на плоскость вращения втулки. Так как она направлена назад, то является силой сопротивления и аналогична индуктивному сопротивлению крыла самолета. Чем больше маховые движения, тем больше будет завал оси конуса назад, тем больше продольная сила  $H$ , тормозящая полет вертолета. Следовательно, необходимо ограничивать маховые движения на режиме косо обтекания.

Если отклоненную силу тяги  $T$  спроектировать на ось втулки, то получим силу, которая необходима для полета вертолета

$$T_y = T \cos \alpha_1.$$

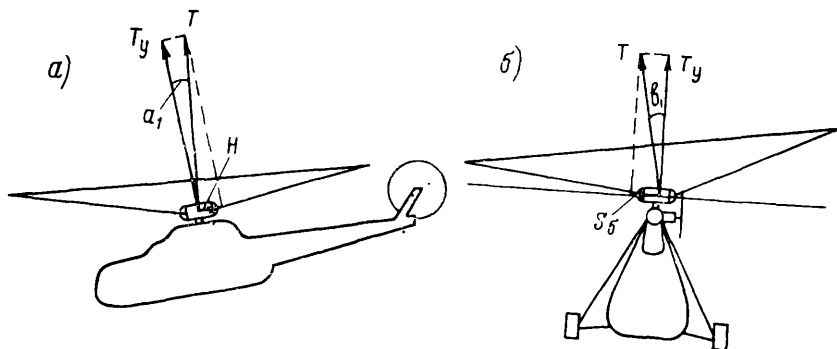


Рис. 39. Составляющие силы тяги несущего винта

Ввиду малой величины угла  $\alpha_1 (2-3^\circ)$ , можно считать  $\cos \alpha_1 \approx 1$ . Тогда  $T_y \approx T$

Завал оси конуса вбок (рис. 39, б) приводит к возникновению боковой силы  $S_6$ , которая является проекцией силы тяги несущего винта на плоскость вращения втулки

$$S_6 = T \sin b_1.$$

Так как эта сила направлена влево, то для одновинтовых вертолетов подобное направление невыгодно. Поэтому, чтобы изменить боковой завал оси конуса с левого на правый, надо ограничивать маховые движения лопастей. Кроме того, ограничение маховых движений необходимо и для уменьшения вибраций несущего винта.

### § 30. Ограничение маховых движений лопастей и компенсатор взмаха

Маховые движения лопастей ограничиваются действием момента центробежных сил. Кроме того, сами маховые движения создают аэродинамическое ограничение этих движений. Сущность ограничений состоит в следующем. При взмахе лопасти вверх (рис. 40, а) за счет вертикальной скорости взмаха  $V_{вз}$  угол атаки элемента лопасти уменьшается на  $-\Delta\alpha$ , что приводит к уменьшению силы тяги лопасти и ее момента, а следовательно, к более быстрому восстановлению равновесия относительно горизонтального шарнира. При взмахе лопасти вниз (рис. 40, б) угол атаки увеличивается, что приводит к росту силы тяги и ограничению махового движения вниз.

Но ограничение маховых движений за счет центробежных сил и аэродинамического ограничения недостаточно, поэтому применяют еще так называемую поводковую компенсацию, или компенсатор взмаха.

Сущность компенсатора взмаха заключается в особом расположении элементов управления шагом лопасти. Ранее было установлено, что шаг (установочный угол  $\varphi$ ) лопасти изменяется при повороте лопасти относительно ее продольной оси. Поворот лопасти осуществляется с помощью осевого шарнира, на корпусе которого имеется рычаг «поводок лопасти». К поводку присоеди-

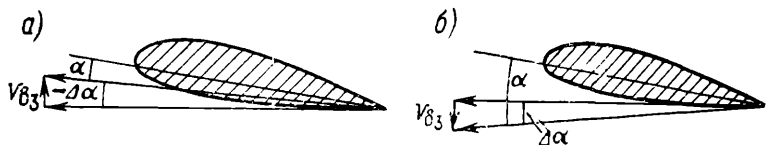


Рис. 40. Изменение углов атаки элементов лопасти



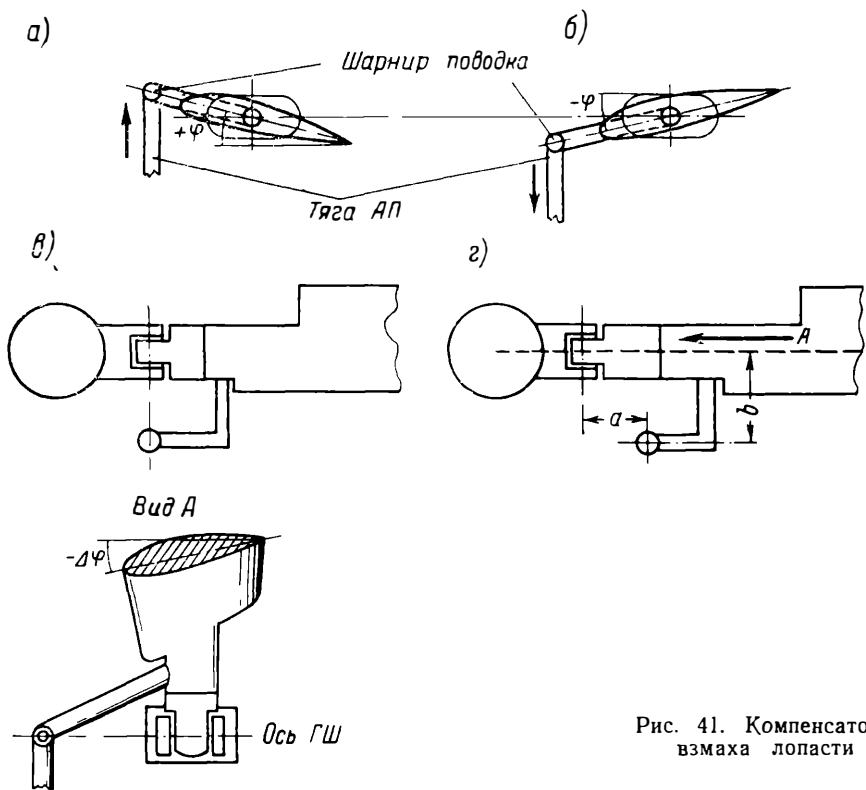


Рис. 41. Компенсатор  
взмаха лопасти

няется вертикальная тяга от специального агрегата — автомата перекося несущего винта (АП). Соединение тяги АП с поводком лопасти осуществляется при помощи шарнира поводка.

Если тяга АП движется вверх, то установочный угол лопасти увеличивается (рис. 41, а).

Если тяга АП движется вниз, то установочный угол лопасти уменьшается (рис. 41, б). Имеет принципиальное значение расположение шарнира поводка относительно оси горизонтального шарнира втулки несущего винта. Он может располагаться на оси горизонтального шарнира (рис. 41, в) или может быть смещен относительно этой оси на расстояние  $a$  (рис. 41, г).

В первом случае при маховом движении поводок вместе с лопастью поворачивается относительно оси горизонтального шарнира так, что не препятствует повороту лопасти. Хорда лопасти перемещается параллельно самой себе, и установочный угол не изменяется.

Во втором случае за счет смещения шарнира поводка относительно оси горизонтального шарнира происходит изменение шага лопасти при маховых движениях. Так, при взмахе лопасти вверх

шарнир поводка, оставаясь неподвижным, удерживает переднюю часть лопасти, т. е. вызывает уменьшение шага (рис. 41, *д*). При взмахе лопасти вниз ее шаг увеличивается. Подобное изменение шага приводит к ограничению маховых движений. Например, когда лопасть движется вверх, шаг лопасти уменьшается, сила тяги и ее момент также уменьшаются. Следовательно, быстрее восстанавливается равновесие и уменьшается угол взмаха.

При взмахе вниз за счет увеличения шага увеличивается сила тяги, поэтому ограничивается угол взмаха. Эффективность действия компенсатора взмаха зависит от коэффициента компенсации  $K$ .

Коэффициентом компенсации называется отношение расстояния между шарниром поводка и осью горизонтального шарнира  $a$  к расстоянию между шарниром поводка и продольной осью лопасти  $b$  (рис. 41, *з*)

$$K = \frac{a}{b}.$$

Чем больше коэффициент компенсации, тем больше изменяется шаг лопасти при изменении угла взмаха, следовательно, тем больше ограничивается взмах лопасти вверх и вниз.

У большинства вертолетов коэффициент компенсации в среднем равен 0,5.

Увеличивая коэффициент компенсации, можно настолько ограничить возрастание угла взмаха у наступающей лопасти, что максимальный угол взмаха будет не в азимуте  $\psi = 210^\circ$ , как было рассмотрено выше, а в азимуте  $\psi \approx 160^\circ$ . У отступающей лопасти минимальный угол взмаха в этом случае в азимуте  $\psi \approx 340^\circ$ . При таком изменении углов взмаха ось конуса несущего винта будет отклонена назад и в сторону отступающей лопасти, а боковая сила будет направлена вправо.

### § 31. Изменение угла атаки элемента лопасти вследствие маховых движений

Изменение угла атаки  $\pm \Delta\alpha$  зависит от вертикальной скорости взмаха  $\pm V_{вз}$ , от  $\omega r$  и  $V \sin \psi$ , т. е. от угла азимута, что видно из следующей формулы:

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{\pm V_{вз}}{\omega r + V \sin \psi}. \quad (17, a)$$

Знак вертикальной скорости взмаха определяется направлением махового движения: при взмахе лопасти вверх знак минус, при взмахе вниз — знак плюс. Так как максимальная скорость взмаха лопасти вверх достигается в азимуте  $90^\circ$ , следовательно, в этом азимуте наибольший отрицательный прирост угла атаки и наименьший угол атаки данного элемента лопасти. Наибольшая вертикальная скорость взмаха вниз достигается в азимуте  $270^\circ$  и

положительный прирост угла атаки  $\Delta\alpha$  будет в этом азимуте также наибольшим. Значит, данный элемент лопасти имеет наибольший угол атаки в азимуте  $270^\circ$  (рис. 42). Кроме того, анализируя график, можно заметить, что максимальная величина отрицательного прироста угла атаки в азимуте  $90^\circ$  меньше максимальной величины положительного прироста угла атаки в азимуте  $270^\circ$ .

Подобное изменение прироста угла атаки объясняется тем, что в формуле (17, а) при  $\psi=90^\circ$  второй член знаменателя положителен и  $\operatorname{tg} \Delta\alpha$  будет уменьшаться за счет увеличения результирующей скорости обтекания.

При  $\psi=270^\circ$  второй член знаменателя отрицателен, значит, за счет уменьшения результирующей скорости элемента лопасти прирост угла атаки  $\Delta\alpha$  будет увеличиваться. Кроме того, в азимуте  $90^\circ$  вертикальная скорость взмаха  $V_{вз}$  вверх будет меньше, чем в азимуте  $270^\circ$  при взмахе лопасти вниз. Но угол атаки элементов лопасти меняется не только по азимуту. Он изменяется также по радиусу несущего винта (рис. 43). Из рисунка видно, что наибольшие углы атаки будут у концевых элементов в азимуте, близком к  $270^\circ$ , наименьшие — в азимуте  $90^\circ$ , причем для элементов разных радиусов углы атаки будут почти одинаковыми.

Характерно их изменение по азимуту: от азимута  $0^\circ$  углы атаки, оставаясь почти неизменными по длине лопасти, уменьшаются примерно до азимута  $110^\circ$ , затем начинают увеличиваться.

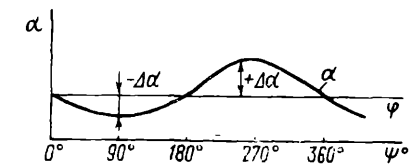


Рис. 42. Изменение угла атаки элемента лопасти по азимуту

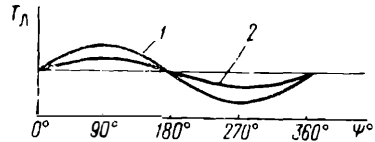


Рис. 43. График изменения тяги лопасти по азимуту:

1 — с жестким креплением; 2 — с шарнирной подвеской

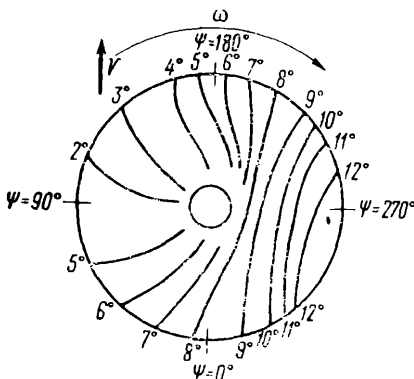


Рис. 44. Диаграмма углов атаки элементов лопастей

У отстающей лопасти характерно изменение углов атаки по радиусу: от корня к концу лопасти углы атаки элементов лопасти увеличиваются на  $4-5^\circ$ , при этом у корневых элементов они изменяются по азимуту медленнее, чем у концевых. При изменении углов атаки выравнивается сила тяги лопасти по азимуту (рис. 44), уменьшаются маховые движения лопастей.

## § 32. Влияние числа лопастей на аэродинамические характеристики несущего винта

Однолопастные несущие винты не применяются вследствие их большой неуравновешенности.

Основное преимущество двухлопастных несущих винтов в простоте конструкции. Но у двухлопастного винта малый коэффициент заполнения, что ухудшает его аэродинамические характеристики (уменьшается коэффициент  $C_T$ ).

Увеличение коэффициента заполнения при увеличении площади каждой лопасти (за счет ширины ее) приводит к увеличению профильного сопротивления и уменьшению к. п. д. несущего винта.

Кроме того, лопасти любого винта нельзя сделать совершенно одинаковыми. Они всегда отличаются друг от друга по своим характеристикам, поэтому на режиме косо́го обтекания суммарная тяга лопастей меняется. Будет также меняться и момент сопротивления вращению несущего винта, т. е. нагрузка на вал винта, будут возникать крутильные колебания вала, вибрации несущего винта и всего вертолета.

Устраняют эти недостатки путем увеличения числа лопастей. Чем больше число лопастей, тем меньше амплитуда колебаний тяги несущего винта и его крутящего момента по азимуту, т. е. винт становится более уравновешенным. Но одновременно усложняется его изготовление, балансировка и регулировка лопастей. Исходя из этого чаще всего встречаются несущие винты с числом лопастей 4—5.

## § 33. Изменение сил сопротивления вращению и реактивного момента по азимуту

Силы сопротивления вращению так же, как и силы тяги лопастей, меняются по азимуту в зависимости от результирующей скорости обтекания.

В азимуте  $90^\circ$  сила сопротивления вращению одной лопасти достигает наибольшей величины, в азимуте  $270^\circ$  — наименьшей.

В азимуте  $0^\circ$  и  $180^\circ$  силы сопротивления вращению на режиме косо́го обтекания равны этим же силам на режиме осевого обтекания, если шаг несущего винта и высота полета остаются неизменными (рис. 45).

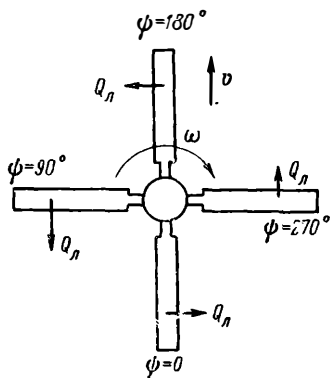


Рис. 45. Силы сопротивления вращению лопастей в различных азимутах

В результате подобного изменения сил сопротивления вращению будет изменяться реактивный момент несущего винта по азимуту от максимальной величины, когда лопасти находятся в азимутах  $90^\circ$  и  $270^\circ$ , до минимальной величины, когда они находятся в азимутах  $0^\circ$  и  $180^\circ$ .

Изменение реактивного момента вызывает вибрации (крутильные колебания) с частотой, равной оборотам несущего винта или кратной ей. У двух лопастей в противоположных азимутах силы сопротивления вращению относительно диаметра винта направлены в противоположные стороны. В азимутах  $0^\circ$  и  $180^\circ$  сумма их равна нулю; а в азимутах  $90^\circ$  и  $270^\circ$  сумма этих сил не равна нулю и направлена против полета вертолета, так как  $Q_{\text{л}}$  в азимуте  $90^\circ$  больше, чем в азимуте  $\psi=270^\circ$ . Эта сила является профильным сопротивлением несущего винта.

### § 34. Инерционные силы, действующие на лопасти несущего винта

За счет вращения несущего винта на лопасти действуют центробежные силы, величину которых мы уже определили.

За счет маховых движений возникают инерционные силы в плоскости, перпендикулярной к плоскости вращения несущего винта. Инерционные силы маховых движений меняют свое направление и величину в зависимости от азимута лопасти.

В азимутах от  $270^\circ$  до  $90^\circ$  инерционные силы маховых движений направлены вниз. Наибольшая величина этих сил достигается в азимуте, близком к  $360^\circ$ , так как в этом месте будет наибольшее ускорение лопасти вверх. В азимутах от  $90^\circ$  до  $270^\circ$  инерционные силы направлены вверх и наибольшую величину имеют в азимуте  $180^\circ$ , где будет наибольшее ускорение лопасти вниз. В азимутах  $90^\circ$  и  $270^\circ$  инерционные силы маховых движений равны нулю, так как в этих азимутах ускорения маховых движений равны нулю, а скорости маховых движений наибольшие.

Силы инерции увеличивают нагрузку на лопасти несущего винта.

**Кориолисовы силы лопастей.** Кроме центробежных сил и инерционных сил маховых движений существуют поворотные силы инерции, или силы Кориолиса. Они возникают в результате сложения движения лопасти по кругу и движения лопасти относительно оси горизонтального шарнира (махового движения). При маховых движениях за счет изменения угла взмаха происходит изменение радиуса окружности, по которой движется центр тяжести лопасти. Так, на рис. 46, *a* показано, что при увеличении угла взмаха от  $\beta_1$  до  $\beta_2$  радиус окружности, описываемой центром тяжести лопасти, уменьшается от  $r_1$  до  $r_2$ . Следовательно, маховые движения связаны с радиальным перемещением массы лопасти, а это приводит к возникновению силы инерции, которая называется кориолисовой, или поворотной силой.

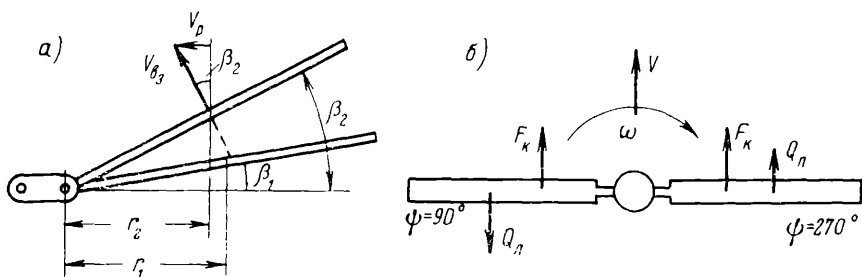


Рис. 46. Кориолисовы силы лопастей

Сущность кориолисовой силы легко уяснить, если вспомнить природу инерционных сил при прямолинейном ускоренном движении. Каждый хорошо знает из собственного опыта, что при торможении силы инерции направлены вперед, а при ускоренном прямолинейном движении — назад. Применим это правило к движущейся лопасти.

Когда происходит взмах вверх, уменьшается радиус центра тяжести лопасти и окружная скорость, т. е. происходит торможение движения, появляется сила инерции, направленная вперед, по вращению несущего винта.

При взмахе вниз радиус окружности, по которой движется центр тяжести лопасти, увеличивается, увеличивается окружная скорость  $u = \omega r$ , появляется инерционная сила, направленная назад — против вращения винта.

Подобный вывод подтверждается законом сохранения энергии и вытекающим из этого закона законом сохранения момента количества движения

$$m_n u r = \text{const},$$

где  $m_n$  — масса тела;

$u$  — окружная скорость;

$r$  — радиус кривизны траектории.

Применим этот закон к движению лопасти при изменении угла взмаха.

Так как подводимая к валу несущего винта мощность остается постоянной, то должен остаться постоянным и момент количества движения каждой лопасти

$$m_n u_1 r_1 = m_n u_2 r_2 = \text{const},$$

или

$$m_n \omega_1 r_1^2 = m_n \omega_2 r_2^2 = \text{const}.$$

После сокращения на  $m$  получим  $\omega_1 r_1^2 = \omega_2 r_2^2 \doteq \text{const}$ . Из последнего равенства следует, что при взмахе лопасти вверх ( $r_2 < r_1$ ) должна увеличиваться угловая скорость ( $\omega_2 > \omega_1$ ), чтобы не нару-

шался закон сохранения момента количества движения. Для увеличения угловой скорости необходима сила, направленная по вращению несущего винта. Такой силой и будет кориолисова, или поворотная, сила.

Кориолисова сила  $F_k$  определяется как произведение массы тела на ускорение

$$F_k = m_l j_k,$$

где  $m_l$  — масса лопасти;

$j_k$  — кориолисово ускорение.

Кориолисово ускорение определяется по формуле

$$j_k = 2\omega V_p,$$

где  $V_p$  — относительная или радиальная скорость центра тяжести лопасти.

Скорость  $V_p$  (рис. 46, а) можно определить следующим образом:

$$V_p = V_{вз} \sin \beta.$$

Подставив значение  $V_p$  в формулу кориолисова ускорения, получим

$$j_k = 2\omega V_{вз} \sin \beta.$$

Окончательно формула кориолисовой силы примет вид

$$F_k = 2 \frac{G_l}{g} \omega V_{вз} \sin \beta.$$

Таким образом, кориолисова сила лопасти прямо пропорциональна ее весу, числу оборотов несущего винта, угловой скорости взмаха и углу взмаха.

У наступающей лопасти кориолисова сила направлена по вращению винта и увеличивается по мере приближения лопасти к азимуту  $90^\circ$ , затем она начинает уменьшаться и в момент равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира становится равной нулю.

У отступающей лопасти кориолисова сила будет направлена назад, против вращения винта, и наибольшей величины достигает в азимуте  $270^\circ$ .

Кориолисова сила лопасти относительно оси несущего винта образует момент  $M_{кор} = F_{кр} r_{ц.т}$  (рис. 46, б). У несущего винта с диаметром  $D = 20$  м при отсутствии вертикальных шарниров  $M_{кор} \approx 10\,000$  кгм.

Необходимость вертикальных шарниров. Мы установили, что в плоскости вращения несущего винта на лопасти действуют силы сопротивления вращению и кориолисова сила. В азимуте  $90^\circ$  эти силы направлены в противоположные стороны (см. рис. 46, б). В азимуте  $270^\circ$  эти силы совпадают по направлению. Если момент только одной кориолисовой силы достигает величины около  $10\,000$  кгм, то суммарный момент двух сил (кориолисовой и силы сопротивления вращению) будет значительно

больше. Это значит, что корень лопасти в плоскости вращения винта испытывает большие нагрузки, которые могут вызвать его быстрое разрушение, если учесть, что эти нагрузки за один оборот два раза изменяют свой знак и величину от нуля до максимума.

Ранее мы встречались с нагрузками, создаваемыми моментом силы тяги лопасти. Эти нагрузки устранялись при помощи горизонтального шарнира. Для разгрузки корня лопасти от изгибающих моментов в плоскости вращения втулки необходимо поставить вертикальный шарнир, при наличии которого изгибающий момент у корня лопасти будет равен нулю, т. е. лопасть будет поворачиваться относительно этого шарнира вперед (по вращению несущего винта) или назад, совершая колебательные движения.

### § 35. Колебательные движения лопасти

Вертикальные шарниры имеют упоры, которые ограничивают колебательные движения лопасти. Но в полете лопасть до упора не доходит, так как устанавливается равновесие под действием моментов сил, действующих на лопасть в плоскости вращения втулки несущего винта (рис. 47, а).

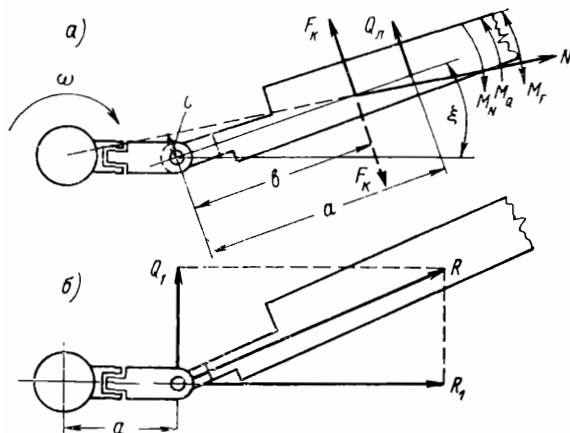


Рис. 47. Равновесие лопасти относительно вертикального шарнира

Условие равновесия относительно вертикального шарнира в общем виде выражается равенством

$$\sum M_{в. ш} = 0.$$

Это равенство при положительном угле отставания можно записать в таком виде:

$$M_N = M_Q \pm M_F. \quad (18)$$



Углом отставания называется угол « $\xi$ » между радиальной линией и продольной осью лопасти. Радиальной линией называется линия, проходящая через ось несущего винта и ось вертикального шарнира.

Угол отставания будет положительным, если лопасть поворачивается относительно радиальной линии назад, против вращения несущего винта. В последнем равенстве момент центробежной силы лопасти  $M_N = Nc$  будет тем больше, чем больше центробежная сила и чем больше угол отставания. При увеличении угла отставания увеличивается плечо  $c$  центробежной силы и ее момент относительно вертикального шарнира.

При положительном угле отставания момент  $M_N$  поворачивает лопасть относительно вертикального шарнира вперед по вращению несущего винта.

Если угол отставания отрицательный, то момент центробежной силы поворачивает лопасть назад, против вращения несущего винта. Следовательно, момент центробежной силы поворачивает лопасть к радиальной линии; он является как бы регулятором колебательных движений. Под действием этого момента положительные углы отставания  $\xi$  не превышают 3—5° (при работе несущего винта от двигателя). Отрицательные углы отставания образуются при работе несущего винта на режиме самовращения. В этом случае углы отставания доходят до 8—12°

Момент силы сопротивления вращению  $M_Q = Qa$  всегда направлен против вращения винта. Так как сила  $Q_{\pi}$  меняется по азимуту, то будет изменяться и ее момент.

Момент кориолисовой силы  $M_F = F_{\kappa}b$  изменяется по азимуту не только по величине, но и по направлению. В азимутах, близких к 90°, он уменьшает угол отставания, а в азимутах, близких к 270°, — увеличивает.

Теперь равенство (18) можно записать в развернутом виде:

$$Nc + Q_{\pi}a \pm F_{\kappa}b = 0.$$

Это и будет условием равновесия лопасти относительно вертикального шарнира.

Моменты  $M_Q$  и  $M_F$  непрерывно меняются по азимуту, их изменение является одной из причин колебательных движений лопасти относительно вертикального шарнира на режиме косо́го обтекания.

Другой причиной колебательных движений является действие центробежной силы и ее момента относительно вертикального шарнира. Ее действие можно сравнить с действием силы веса на свободно подвешенное тело. Если свободно подвешенное тело отклонить, то возникают колебания, подобные колебаниям маятника.

Так как центробежная сила в несколько раз больше силы веса, то она создает значительные «маятниковые» колебания, которые, складываясь с колебаниями от переменных моментов

силы сопротивления вращению и кориолисовой силы, усиливают или ослабляют амплитуды колебаний лопасти относительно вертикального шарнира.

### § 36. Демпфирование колебательных движений лопасти

Если сложить все силы, действующие на лопасть в плоскости вращения втулки, получим их равнодействующую  $R$ . При равновесии относительно вертикального шарнира равнодействующая  $R$ , перенесенная на ось шарнира, пройдет по оси лопасти и ее момент будет равен нулю. Разложим силу  $R$  на две составляющих (рис. 47, б):  $R_1$  и  $Q_1$ . Сила  $R_1$  является радиальной и ее момент относительно оси втулки равен нулю. Сила  $Q_1$  создает момент  $Q_1a$ , который скручивает вал винта. При изменении угла отставания будут изменяться величины силы  $Q_1$  и ее момента. Следовательно, колебательные движения лопастей относительно вертикальных шарниров являются источником крутильных колебаний вала, а изменение силы  $R_1$  приводит к изгибным колебаниям вала. Для того чтобы устранить колебательные движения (свободные колебания) лопастей относительно вертикальных шарниров, применяют различные гасители (демпферы). Dempферы могут быть двух типов: фрикционные и гидравлические.

Фрикционные демпферы состоят из набора стальных и металлокерамических (фрикционных) дисков (рис. 48). Одна часть стальных дисков крепится к промежуточному звену втулки, другая — к корпусу осевого шарнира. Между стальными дисками находятся фрикционные, предназначенные для увеличения силы трения.

Диски прижимаются сверху

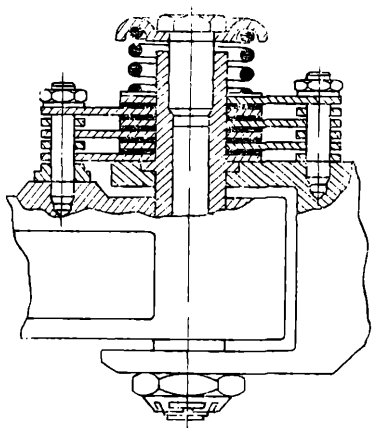


Рис. 48. Фрикционный демпфер вертикального шарнира лопасти

пружиной, которая затягивается болтом, вворачиваемым в палец вертикального шарнира. При вращении лопасти относительно вертикального шарнира между дисками образуются силы трения. Момент этих сил относительно оси вертикального шарнира и будет демпфирующим моментом. Величину демпфирующего момента можно регулировать натяжением болта. У современных легких вертолетов демпфирующий момент изменяется в пределах 80—120 кгм.

В практике эксплуатации необходимо строго соблюдать величину демпфирующего момента и следить, чтобы она была одина-

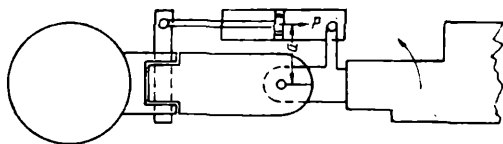


Рис. 49. Гидравлический демпфер вертикального шарнира лопасти

ковой у всех демпферов несущего винта. При наличии демпфера лопасть поворачивается относительно вертикального шарнира, если поворачивающий момент превышает демпфирующий. Это значит, что корневая часть лопасти испытывает нагрузку, не превышающую величины демпфирующего момента, т. е. корень лопасти разгружен от большого изгибающего момента. В то же время лопасть не будет иметь свободных колебаний относительно вертикальных шарниров, значит не будет причин, вызывающих сильные вибрации.

Фрикционные демпферы могут использоваться на легких и средних вертолетах (Ми-1, Ми-4). На тяжелых вертолетах они не используются из-за малой величины демпфирующего момента и частой регулировки его. В настоящее время все более широкое применение находят гидравлические демпферы.

Гидравлический демпфер состоит из цилиндра и штока с поршнем (рис. 49). Цилиндр крепится к корпусу вертикального шарнира, а шток — к пальцу горизонтального шарнира. В поршне имеются калиброванные отверстия с предохранительными клапанами.

При повороте лопасти относительно вертикального шарнира шток с поршнем перемещаются относительно цилиндра. Полости цилиндра заполнены жидкостью. При движении поршня в цилиндре рабочая жидкость, открывая предохранительные клапаны, перетекает из одной полости в другую через отверстие в поршне. Образуется сила сопротивления  $P$ . Момент этой силы относительно оси вертикального шарнира  $M_q = Pa$  и будет демпфирующим моментом. Его легко регулировать подбором площади поршня, диаметра отверстий в поршне и плеча  $a$  (от оси демпфера до оси вертикального шарнира).

Гидравлические демпферы имеют следующие недостатки:

малые демпфирующие моменты при малой скорости поворота лопасти относительно вертикального шарнира;

резкое возрастание демпфирующих моментов при быстрых поворотах;

зависимость демпфирующих моментов от температуры при изменении вязкости жидкости;

резкое изменение демпфирующих моментов при попадании в полость цилиндра воздуха.

Для устранения первого недостатка иногда гидравлический демпфер дополняют пружинным.

Второй недостаток устраняется соответствующим подбором предохранительных клапанов.

Третий недостаток уменьшают подбором такой жидкости, вязкость которой мало зависит от температуры.

Чтобы воздух не попадал в демпфер, на корневую часть лопасти ставят расходный бачок, из которого полости демпфера пополняются рабочей жидкостью.

### § 37. Возможность потери устойчивости маховых движений лопастей

Втулки несущих винтов, у которых угол между осью горизонтального шарнира и радиальной линией  $\delta_{гш} = 90^\circ$ , обладают существенным недостатком: потерей устойчивости маховых движений. Под потерей устойчивости маховых движений надо понимать возможное отклонение лопасти вверх или вниз до упоров горизонтального шарнира. Такое явление происходит за счет изменения установочных углов лопастей при маховых движениях и при наличии угла отставания лопасти.

Если лопасть повернется относительно вертикального шарнира на угол отставания  $\xi$ , то хорда элемента лопасти  $AB$  не будет параллельна оси горизонтального шарнира. При маховых движениях ребро атаки и ребро обтекания элемента лопасти будут перемещаться по дугам разных радиусов: точка  $A$  на ребре атаки будет иметь больший радиус  $r_A$ , точка  $B$  на ребре обтекания будет иметь радиус  $r_B$  (рис. 50).

При взмахе лопасти на определенный угол взмаха  $\beta$  точки  $A$  и  $B$  поднимутся на разные высоты относительно плоскости вращения втулки несущего винта. У точки  $A$  высота будет  $h_A$ ,

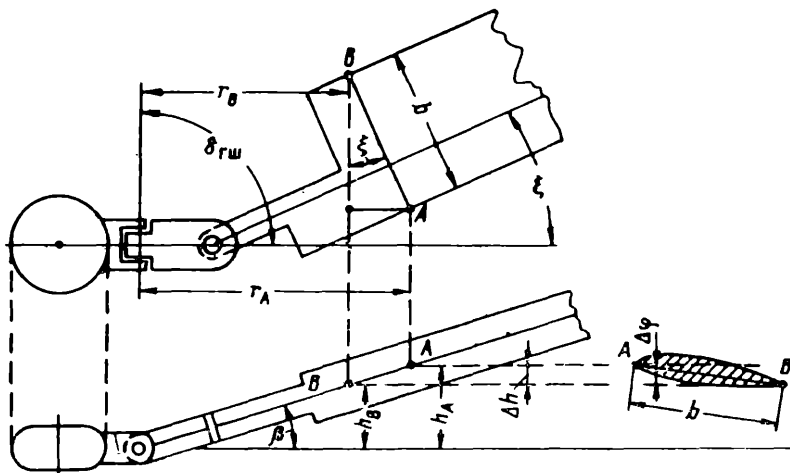


Рис. 50. Изменение шага лопасти при маховых движениях

а у точки  $B$  высота  $h_B$ . За счет разности высот образуется дополнительный угол  $\Delta\alpha$  между хордой элемента лопасти и плоскостью вращения втулки. Чем больше угол отставания лопасти и чем больше изменение угла взмаха, тем больше будет прирост установочного угла.

Из рисунка также видно, что

$$\sin \Delta\varphi = \frac{\Delta h}{b},$$

где  $b$  — длина хорды элемента лопасти.

Превышение ребра атаки над ребром обтекания  $\Delta h$  определяется по формуле

$$\Delta h = a \operatorname{tg} \Delta\beta,$$

где  $a = b \sin \xi$  — проекция хорды на радиальную линию.

Следовательно,

$$\sin \Delta\varphi = \frac{\Delta h}{b} = \frac{a \operatorname{tg} \Delta\beta}{b} = \frac{b \sin \xi \operatorname{tg} \Delta\beta}{b},$$

или

$$\sin \Delta\varphi = \sin \xi \operatorname{tg} \Delta\beta,$$

т. е. подтверждается ранее сделанный вывод.

При наличии угла отставания  $\xi$  при взмахе лопасти вверх установочный угол элементов лопасти будет увеличиваться, а при взмахе вниз — уменьшаться. Подобное изменение приводит при взмахе вверх к росту силы тяги лопасти и ее момента относительно горизонтального шарнира, т. е. происходит закидывание лопасти вверх до упора.

При взмахе лопасти вниз сила тяги лопасти будет еще больше уменьшаться, что приведет к закидыванию лопасти вниз, до нижнего ограничителя. В этом и проявляется потеря устойчивости маховых движений.

Каким образом устраняются эти неприятные явления? Самым простым способом является увеличение поводковой компенсации, т. е. увеличение коэффициента компенсации. Но увеличение этого коэффициента приводит к увеличению особого рода вибраций лопастей несущего винта — вибраций типа флаттер. Поэтому в последнее время потерю устойчивости маховых движений устраняют другим путем — изменением принципиальной схемы втулки несущего винта.

С этой целью применяют такую втулку, у которой угол между осью горизонтального шарнира и продольной осью лопасти при ее радиальном положении  $\delta_{г.ш} < 90^\circ$  (рис. 51). Такая втулка, например, установлена на вертолете Ми-1.

Если лопасть такой втулки разворачивается на угол отставания  $\xi = 90^\circ - \delta_{г.ш}$ , то ее продольная ось перпендикулярна оси горизонтального шарнира. А это значит, что радиусы вращения

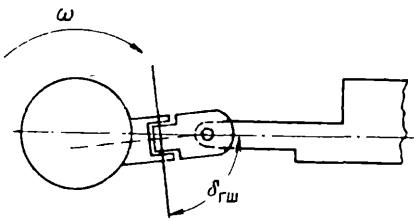


Рис. 51. Схема втулки несущего винта

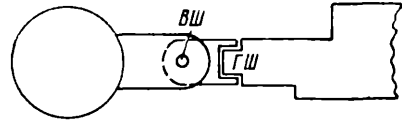


Рис. 52. Схема втулки несущего винта

относительно горизонтального шарнира у ребра атаки и у ребра обтекания сближаются, т. е.  $r_A = r_B$  (см. рис. 50). В этом случае маховые движения не будут вызывать прироста высоты  $\Delta h$ , следовательно, не будет прироста установочного угла  $\Delta\phi$  и устойчивость маховых движений сохранится.

Если угол отставания  $\xi > 90^\circ - \delta_{г.ш.}$ , то установочные углы изменяются так же, как при  $\delta_{г.ш.} = 90^\circ$ , только неустойчивость маховых движений в данном случае сказывается в меньшей степени.

Если же вертикальный и горизонтальный шарниры втулки несущего винта расположить в обратной последовательности, то можно полностью устранить причины, вызывающие потери устойчивости маховых движений (рис. 52)

При таком расположении шарниров поворот лопасти относительно вертикального шарнира не вызывает изменения положения хорды элемента лопасти относительно оси горизонтального шарнира.

Следовательно, у такой втулки радиусы вращения ребра атаки и ребра обтекания относительно оси горизонтального шарнира всегда будут одинаковые ( $r_A = r_B$ ), т. е. не будет причин изменения шага при маховых движениях и потери устойчивости маховых движений.

### Вопросы и ответы для программированного контроля

**Вопрос 1.** Зависимость тяги несущего винта от скорости на режиме косо обтекания.

**Ответ 1.** Тяга несущего винта на режиме косо обтекания определяется по формуле

$$T = 2\rho F V_1 V_i.$$

Так как  $V_1 > V_i$ , то с увеличением скорости полета тяга увеличивается. Но с увеличением скорости полета одновременно уменьшается индуктивная скорость, поэтому произведение  $V_1 V_i$  увеличивается ограниченно и на скорости около 100 км/ч достигает максимальной величины. Таким образом, на этой скорости тяга несущего винта наибольшая.

**Ответ 2.** На режиме косо обтекания тяга несущего винта определяется по формуле

$$T = C_T \frac{\rho}{2} F W^2$$

Так как результирующая скорость  $W = u + V$ , то с увеличением скорости полета тяга несущего винта увеличивается.

**Ответ 3.** Тяга несущего винта на режиме косо обтекания определяется по формуле

$$T = 2\rho FV_i^2$$

С увеличением скорости полета индуктивная скорость  $V_i$  увеличивается. Следовательно, будет увеличиваться тяга, развиваемая винтом.

**Вопрос 2.** Что называется результирующей скоростью элемента лопасти на режиме косо обтекания?

**Ответ 1.** Скорость, равная векторной сумме скорости полета и индуктивной скорости подсосывания  $V_1 = V + V_i$ . С увеличением скорости полета результирующая скорость увеличивается, что вызывает увеличение силы тяги несущего винта.

**Ответ 2.** Скорость, равная векторной сумме окружной скорости элемента лопасти и индуктивной скорости подсосывания

$$\bar{W} = \bar{u} + \bar{V}_i.$$

Угол между результирующей скоростью элемента лопасти и хордой является углом атаки.

**Ответ 3.** Скорость, равная векторной сумме окружной скорости элемента лопасти и проекции вектора скорости полета на линию вектора окружной скорости

$$\bar{W} = \bar{u} + \bar{V} \sin \psi.$$

Результирующая скорость меняется по азимуту. В азимутах  $\psi = 0^\circ$  и  $\psi = 180^\circ$   $W = u$ ; в азимуте  $\psi = 90^\circ$   $W = u + V$ ; в азимуте  $\psi = 270^\circ$   $W = u - V$ .

**Ответ 4.** Результирующей скоростью называется проекция скорости полета вертолета на плоскость вращения втулки несущего винта ( $\bar{W} = \bar{V} \cos A$ ). Она зависит от скорости полета и угла атаки несущего винта.

**Вопрос 3.** К чему приводит изменение результирующей скорости элемента лопасти на режиме косо обтекания?

**Ответ 1.** Изменение результирующей скорости на режиме косо обтекания приводит к изменению угла атаки несущего винта, увеличению силы тяги, появлению опрокидывающего момента несущего винта и неравномерной нагрузке на лопасти.

**Ответ 2.** Изменение результирующей скорости на режиме косо обтекания приводит к изменению силы тяги лопасти по азимуту. Следствием изменения тяги лопасти по азимуту у несущего винта с жестким креплением лопастей будет появление опрокидывающего момента и вибрации; у несущего винта с шарнирным креплением лопастей — появление маховых движений.

**Ответ 3.** Изменение результирующей скорости по азимуту приводит к появлению опрокидывающего момента несущего винта, изменению угла атаки, срыву потока с корневой части наступающей лопасти, ограничению скорости полета вертолета.

**Вопрос 4.** Причины возникновения и последствия маховых движений лопастей на режиме косо обтекания.

**Ответ 1.** Причиной возникновения маховых движений лопастей на режиме косо обтекания является нарушение условия равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира, при изменении силы тяги лопасти по азимуту. В результате маховых движений изменяется угол взмаха лопасти по азимуту, что приводит к завалу оси конуса несущего винта и изменению направления вектора силы тяги. Кроме того, в результате маховых движений изменяются углы атаки элементов лопасти и появляются корнолисовы силы.

**Ответ 2.** Причиной маховых движений лопастей на режиме косо обтекания является изменение шага лопасти по азимуту, вследствие чего изме-

няется сила тяги лопасти и возникают маховые движения. В результате маховых движений образуется завал оси конуса несущего винта вперед и в сторону наступающей лопасти и увеличивается скорость полета вертолета.

**Ответ 3.** Причиной возникновения маховых движений лопастей на режиме косо́го обтекания является изменение углов атаки элемента лопасти по азимуту. В результате изменяется сила тяги лопасти, что и приводит к маховым движениям. Следствием маховых движений является завал оси конуса вращения и появления составляющих силы тяги несущего винта, направленных назад и в сторону отступающей лопасти.

**Вопрос 5.** Компенсатор взмаха лопасти и его назначение.

**Ответ 1.** Компенсатор взмаха лопасти представляет собой соединение тяги автомата переко́са с поводком лопасти, с помощью которого осуществляется изменение шага  $\varphi$ . Он предназначен для ограничения маховых движений лопасти. Эффективность компенсатора взмаха будет тем больше, чем больше расстояние от продольной оси лопасти до шарнира поводка.

**Ответ 2.** Компенсатор взмаха лопасти представляет соединение рычага, с помощью которого изменяется шаг лопасти, с тягой, идущей от автомата переко́са. При взмахе лопасти вверх шаг уменьшается, при взмахе вниз — увеличивается. Эффективность компенсатора взмаха будет тем больше, чем меньше расстояние от оси горизонтального шарнира до шарнира поводка.

**Ответ 3.** Компенсатор взмаха лопасти закладывается в особом расположении шарнира поводка. Относительно оси горизонтального шарнира на расстоянии  $a$  и на расстоянии  $b$  от продольной оси лопасти. Чем больше отношение  $\frac{a}{b}$ , тем больше эффективность компенсатора взмаха. Компенсатор предназначен для ограничения маховых движений лопастей, что достигается за счет уменьшения шага лопасти при ее взмахе вверх и увеличения шага при взмахе вниз.

**Вопрос 6.** Причины и последствия изменения угла атаки элемента лопасти по азимуту на режиме косо́го обтекания.

**Ответ 1.** Углы атаки элемента лопасти изменяются по азимуту за счет изменения шага. У наступающей лопасти угол атаки увеличивается, у отступающей — уменьшается. При изменении угла атаки меняется сила тяги лопасти, что приводит к выравниванию силы тяги по азимуту.

**Ответ 2.** На режиме косо́го обтекания у наступающей лопасти вертикальная скорость взмаха направлена вверх, поэтому угол атаки каждого элемента уменьшается, у отступающей лопасти — увеличивается. Изменение углов атаки приводит к выравниванию силы тяги лопасти по азимуту.

**Ответ 3.** Углы атаки элементов лопасти меняются по азимуту за счет маховых движений. При маховых движениях изменяется индуктивная скорость потока, вследствие чего появляется прирост угла атаки  $\Delta\alpha = \frac{V_t}{u + V \sin \psi}$

У наступающей лопасти углы атаки уменьшаются, у отступающей — увеличиваются, и в азимуте  $270^\circ$  угол атаки может стать больше критического, возникает срыв потока.

**Вопрос 7.** Кориолисова сила лопасти и ее изменение по азимуту.

**Ответ 1.** Кориолисова сила лопасти — сила, возникающая вследствие сложения двух скоростей: окружной скорости центра тяжести лопасти и радиальной скорости, возникающей в результате изменения угла взмаха.

У наступающей лопасти кориолисова сила направлена по вращению винта и максимальной величины достигает в азимуте  $90^\circ$ . У отступающей лопасти кориолисова сила направлена против вращения винта и наибольшей величины достигает в азимуте  $270^\circ$ .

**Ответ 2.** Кориолисова сила — инерционная сила, возникающая на режиме косо́го обтекания в результате сложения окружной скорости центра тяжести лопасти и поступательной скорости полета вертолета. У наступающей лопасти она направлена вперед, максимальной величины достигает в азимуте  $90^\circ$ ; у отступающей лопасти направлена назад, максимальной величины достигнет в азимуте  $270^\circ$ .



**Ответ 3.** Кориолисова сила — инерционная сила, возникающая за счет маховых движений в результате сложения угловой скорости движения центра тяжести лопасти и вертикальной скорости взмаха. У наступающей лопасти она направлена вверх и достигает наибольшей величины в азимуте  $90^\circ$  у отступающей лопасти направлена вниз и будет наибольшей в азимуте  $270^\circ$ .

## Глава

### V

## РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

**Понятие о режимах полета.** Режим полета вертолета может быть установившимся и неустойчивым. Установившимся режимом полета называется прямолинейный полет с постоянной скоростью. Установившиеся режимы можно подразделить следующим образом.

1. Режимы вертикального полета:

висание;

вертикальный набор высоты;

вертикальное снижение.

Вертикальное снижение имеет две разновидности: снижение с работающим двигателем и снижение на режиме самовращения несущего винта.

2. Режим горизонтального полета.

3. Режим набора высоты по наклонной траектории.

4. Режим снижения по наклонной траектории (может выполняться с работающим двигателем и при самовращении несущего винта).

Неустойчивым режимом полета называется полет, при котором вектор скорости меняется по величине или направлению. К неустойчивым режимам полета относятся взлет, посадка, фигуры пилотажа (виражи, развороты, спираль, змейка и др.) и переходы от одного режима полета к другому.

Согласно закону инерции тело движется равномерно и прямолинейно или находится в состоянии покоя, если на него не действуют внешние силы. Установившийся режим полета — это равномерное, прямолинейное движение вертолета. Следовательно, для его осуществления необходимо, чтобы геометрическая сумма сил, действующих на вертолет в полете, была равна нулю. Кроме того, сумма моментов сил, действующих на вертолет относительно центра тяжести, также должна быть равна нулю. Это и будет условиями полного равновесия вертолета.

Неустойчивый полет будет иметь место в том случае, если на вертолет действует какая-либо неуравновешенная сила, сообщающая ему ускорение, т. е.

$$\sum F_{ц.г} \neq 0 \quad \text{и} \quad \sum M_{ц.г} \neq 0.$$

## § 38. Режим висения. Общая характеристика

Режимом висения вертолета называется такой режим полета, при котором скорость равна нулю. Висение может выполняться относительно воздуха и относительно земли. Если воздух относительно земли неподвижен, т. е. скорость ветра равна нулю ( $u = 0$ ), то висение вертолета относительно воздуха будет одновременно висением относительно земли.

Если скорость ветра больше нуля, то при висении относительно земли (когда нос вертолета расположен против ветра), он будет выполнять полет относительно воздуха со скоростью ветра. В этом случае несущий винт будет работать на режиме косоугольного обтекания. При висении вертолета относительно воздуха несущий винт работает на режиме осевого обтекания.

Если при висении относительно воздуха имеется ветер и нос вертолета направлен против ветра, то вертолет будет двигаться назад со скоростью ветра.

Если при наличии ветра плоскость симметрии вертолета расположена под углом  $90^\circ$  к направлению ветра, то вертолет будет перемещаться боком относительно земли (при висении относительно воздуха) или относительно воздуха (при висении относительно земли).

Висение выполняется в каждом полете при взлете и посадке. Кроме того, оно выполняется при разгрузке и погрузке, когда нельзя произвести посадку (например, над водой, кустарником, неровной местностью и в других подобных случаях). Поэтому висение должно выполняться относительно земли. В этом случае пилот удерживает вертолет неподвижно относительно какой-либо точки на земле на высоте не более 10 м. Висение на высоте более 10 м и менее 200 м является опасным, так как при отказе двигателя не обеспечивается безопасная посадка, выполняется в случае крайней необходимости. Висение на больших высотах выполняется только относительно воздуха, так как пилот не может удерживать вертолет относительно земли из-за большой высоты. Скорость вертолета относительно воздуха должна быть не менее той, которую может устойчиво показывать прибор — указатель скорости (40 км/ч).

## § 39. Схема сил, действующих на вертолет, и условия висения

При дальнейшем изучении режима висения рассматривается висение вертолета относительно воздуха при работе несущего винта на режиме осевого обтекания.

Для того чтобы не усложнять понимание вопроса, будем считать, что скорость ветра равна нулю.

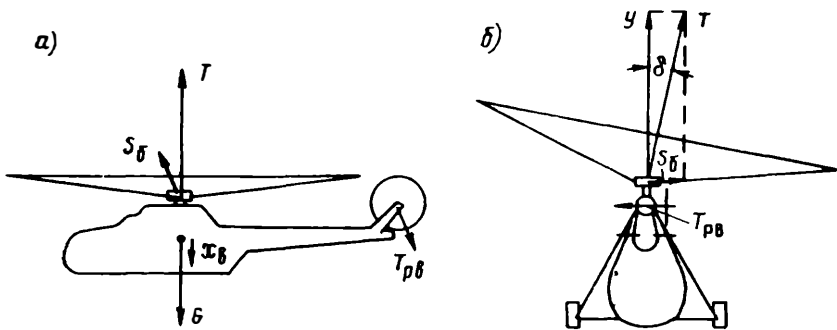


Рис. 53. Силы, действующие на вертолет на режиме висения

При висении необходимо соблюдение общих условий, характеризующих любой установившийся режим полета, т. е.

$$\sum F_{и.т} = 0 \quad \text{и} \quad \sum M_{и.т} = 0.$$

На вертолет при висении действуют следующие основные силы (рис. 53, а):

- сила веса вертолета  $G$ ;
- сила тяги несущего винта  $T$ ;
- сила тяги рулевого винта  $T_{р. в.}$ ;
- сила вредного сопротивления  $X_{вр.}$ .

Сила вредного сопротивления возникает за счет обдува фюзеляжа и других частей вертолета струей воздуха, идущей от несущего винта. Эта сила очень небольшая и составляет примерно 1—2% от веса вертолета. Вследствие обдува фюзеляжа несколько увеличивается сила тяги несущего винта, значит действие силы  $X_{вр}$  уменьшается, и ею в дальнейшем можно пренебречь.

Реактивный момент несущего винта при висении уравнивается моментом тяги рулевого винта  $M_p = T_{р. в.} L_{р. в.}$ . Это необходимо для удерживания вертолета от разворота вокруг вертикальной оси. Но при этом на вертолет действует неуравновешенная сила тяги рулевого винта  $T_{р. в.}$ , и вертолет перемещается вбок. Для предотвращения бокового перемещения необходимо силу тяги рулевого винта уравновесить силой, противоположно направленной. С этой целью вектор силы тяги несущего винта отклоняют в сторону, обратную направлению тяги рулевого винта. У вертолетов с правым вращением несущего винта (при виде сверху) сила тяги рулевого винта направлена влево (рис. 53, б). За счет завала оси конуса вправо на угол  $\delta$  возникает боковая сила тяги несущего винта

$$S_{\delta} = T \sin \delta,$$

которая и уравнивает силу тяги рулевого винта. Вертикальная составляющая тяги несущего винта  $Y = T \cos \delta$  будет уравнивать вес вертолета.

Угол  $\delta$  не превышает  $3-5^\circ$ . А так как  $\cos 5^\circ \approx 1$ , то с достаточной точностью можно сказать, что  $Y \approx T$ . Таким образом, условия висения вертолета выражаются следующими равенствами:

$$Y = G \text{ или } Y - G = 0,$$

$$T_{p.v} = S_6 \text{ или } T_{p.v} - S_6 = 0. \quad \Sigma M_{ц.т} = 0.$$

Так как по продольной оси вертолета на режиме висения силы не действуют, то  $\Sigma M_{ц.т} = 0$  обеспечено.

Ввиду равенства  $Y \approx T$  можно первое условие режима висения записать в виде  $T = G$ . В дальнейшем будем пользоваться этим равенством. Следовательно, для висения вертолета необходимо:

$T = G$  (постоянство высоты висения);

$T_{p.v} = S_6$  (отсутствие бокового перемещения);

$\Sigma M_{ц.т} = 0$  (отсутствие вращения относительно центра тяжести).

Режим висения является характерным режимом полета и во многом определяет летные свойства вертолета.

**Пример.** Вертолет выполняет висение.  $G = 2200$  кг,  $N_e = 575$  л. с.,  $\xi = 0,78$ ,  $n = 249$  об/мин,  $L_{p.v} = 8,65$  м. Определить:  $N$ ,  $M_p$ ,  $T_{p.v}$ ,  $\delta$ .

**Решение.** 1. Мощность, затрачиваемую на вращение несущего винта, определяют с учетом коэффициента использования мощности

$$N = N_e \cdot \xi = 575 \times 0,78 = 450 \text{ л. с.}$$

2. Из формулы (11) определяют реактивный момент несущего винта  $M_p = \frac{N_p}{\omega}$ .

Угловую скорость несущего винта находят по формуле

$$\omega = \frac{2\pi n}{60} = \frac{\pi n}{30} = \frac{3,14 \cdot 249}{30} = 26 \text{ рад/сек};$$

$$M_p = \frac{N_p 75}{\omega} = \frac{450 \cdot 75}{26} = 1295 \text{ кгм.}$$

3. Силу тяги рулевого винта определяют из равенства

$$T_{p.v} = \frac{M_p}{L_{p.v}} = \frac{1295}{8,65} = 150 \text{ кг}$$

4. Наклон вектора силы тяги находят из равенства

$$\sin \delta = \frac{S_6}{T} = \frac{T_{p.v}}{G} = \frac{150}{2200} \approx 0,068;$$

$$\arcsin 0,068 = 4^\circ.$$

## § 40. Тяга и мощность, необходимые для висения

Тяга, необходимая для висения вертолета, определяется из формулы  $T = G$ . Если учесть обдувку фюзеляжа струей от винта, то тяга увеличивается по сравнению с весом на  $1-2\%$ . Но как получить силу тяги несущего винта, равную весу вертолета? Обратимся к формуле  $T = C_T F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2$ . Тяга несущего винта зависит

от коэффициента тяги  $C_T$ , плотности воздуха  $\rho$  и угловой скорости или числа оборотов винта. Зная обороты несущего винта и плотность воздуха по стандартной атмосфере, можно подсчитать силу тяги. Коэффициент тяги  $C_T$  можно определить по формулам

$$C_T = \frac{C_{y_7} \sigma_7}{3,2},$$

$$C_T \approx \frac{\alpha_7^0 \sigma_7}{32}, \quad (19)$$

где  $C_{y_7}$  — коэффициент подъемной силы элемента лопасти с относительным радиусом  $\bar{r} = 0,7$ ;

$\sigma_7$  — коэффициент заполнения на радиусе  $\bar{r} = 0,7$ ;

$\alpha_7^0$  — угол атаки элемента лопасти, расположенного на относительном радиусе  $\bar{r} = 0,7$ .

На рис. 54 приведен график зависимости коэффициента подъемной силы профиля лопасти от угла атаки для разных чисел  $M$ .

Из графика определяют  $C_{y_7}$  и  $C_T$ , а также силу тяги несущего винта при полных оборотах на высоте  $H=0$  при максимальном шаге. С учетом крутки лопасти  $\varphi_7 = 9^\circ$  угол индуктивного скоса  $\beta$  у данного элемента лопасти равен примерно  $4^\circ$  (см. рис. 15, б). Тогда угол атаки элемента лопасти

$$\alpha_7 = \varphi_7 - \beta = 9 - 4 = 5^\circ$$

Из этого же графика находят  $C_{y_7} = 0,42$ . Зная, что у несущего винта Ми-1 коэффициент заполнения  $\sigma$  постоянен по радиусу и равен 0,05, определяют

$$C_T = \frac{C_{y_7} \sigma_7}{3,2} = \frac{0,42 \cdot 0,05}{3,2} = 0,0066.$$

Далее находим силу тяги при максимальном числе оборотов двигателя, зная, что  $F = 162 \text{ м}^2$  и  $\omega = 26$ ;

$$T = C_T F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 = 0,0066 \cdot 162 \frac{0,125}{2} (26 \cdot 7,17)^2 = 2250 \text{ кг}$$

Эта сила равна максимальному полетному весу, при котором возможен взлет Ми-1 по-вертолетному.

Из формулы (19) также можно определить коэффициент  $C_T$ , но с меньшей точностью

$$C_T = \frac{\alpha_7^0 \sigma_7}{32} = \frac{5 \cdot 0,05}{32} = 0,007.$$

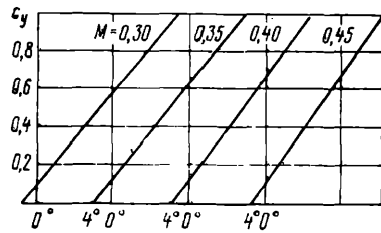


Рис. 54. Зависимость коэффициента подъемной силы элемента лопасти от угла атаки (вертолет Ми-1)

Висение может выполняться на разных высотах относительно уровня моря и при различной температуре воздуха, поэтому рассмотрим зависимость тяги несущего винта от плотности воздуха.

Плотность воздуха изменяется при изменении температуры и давления, а следовательно, зависит от высоты, времени суток и года.

Если в формуле  $T = C_T F (\omega R)^2 \frac{1}{2} \rho$  произведение  $C_T F (\omega R)^2 \frac{1}{2} = \text{const}$ , то для  $H=0$   $\rho = \rho_0$ ; для  $H>0$   $\rho = \rho_H$ ;  $T_0 = \text{const } \rho_0$ ;  $T_H = \text{const } \rho_H$ .

Разделим почленно первое равенство на второе:

$$\frac{T_0}{T_H} = \frac{\rho_0}{\rho_H}, \quad \text{откуда} \quad T_H = T_0 \frac{\rho_H}{\rho_0} \quad (20)$$

Отношение  $\frac{\rho_H}{\rho_0} = \Delta$  называется относительной плотностью.

Значит,

$$T_H = T_0 \Delta. \quad (21)$$

Последняя формула говорит о том, что с увеличением высоты и при повышении температуры воздуха будет уменьшаться тяга, развиваемая винтом. Для того чтобы осуществлять висение при взлете с горного аэродрома или при повышении температуры воздуха, нужно увеличивать силу тяги до величины силы веса за счет увеличения шага винта и его числа оборотов. Но равенства (20) и (21) говорят также о том, что взлетный вес вертолета уменьшается при взлете с горного аэродрома или при повышении температуры воздуха. Следовательно, летом вертолет имеет меньший полетный вес, чем зимой.

Мощность, потребную для висения вертолета, необходимо подводить к валу несущего винта, чтобы преодолеть тормозящее действие реактивного момента. Известно, что  $N_{\text{потр}} = M_p \omega$ . Но при постоянном числе оборотов

$$M_p = M_{\text{кр}} = m_{\text{кр}} F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 R.$$

Следовательно, потребные крутящий момент и мощность несущего винта при постоянном числе оборотов на постоянной высоте зависят от коэффициента крутящего момента  $m_{\text{кр}}$ . В главе III было указано, что  $m_{\text{кр}} = m_{\text{кр}i} + m_{\text{кр}пр}$ , т. е. складывается из коэффициента индуктивного сопротивления и коэффициента профильного сопротивления. Коэффициент индуктивного сопротивления зависит от индуктивной скорости.

Коэффициент  $m_{\text{кр}}$  и относительная индуктивная скорость  $\bar{V}_i$  соответственно определяются по формулам:

$$m_{\text{кр}} = 1,08 C_T \bar{V}_i; \quad \bar{V}_i = \frac{V_i}{\omega R}, \quad (22)$$

где  $\bar{V}_i$  — относительная индуктивная скорость элемента с  $r=0,7$ .

$$\bar{V}_i = 0,52 \sqrt{C_T}$$

Зная величину  $C_T$  для винта Ми-1, можно найти относительную индуктивную скорость

$$V_i = 0,52 \sqrt{0,0066} = 0,043.$$

Подставим найденные величины в формулу (22) и найдем  $m_{кр}$ .

$$m_{кр} = 1,08 C_T V_i + \frac{\tau_i}{400} = 1,08 \cdot 0,0066 \cdot 0,043 + \frac{0,05}{400} \approx 0,00043.$$

По формулам (11) и (10) определим мощность, потребную для висения вертолета Ми-1 при максимальном числе оборотов двигателя.

$$N_{потр} = M_p \omega = m_{кр} F \frac{\rho}{2} (\omega R)^3 = 0,00043 \cdot 162 \times \\ \times \frac{0,125}{2} 186^3 \approx 28\,000 \text{ кгм сек},$$

или

$$N_{потр} = \frac{28\,000}{75} = 374 \text{ л. с.}$$

Зная коэффициент использования мощности ( $\zeta=0,78$ ), находят мощность, которую должен развивать двигатель при висении

$$N_e = \frac{N_{п}}{\zeta} = \frac{374}{0,78} \approx 480 \text{ л. с.}$$

Полученная мощность несколько меньше той, которую развивает двигатель АИ-26В на взлетном режиме у земли (575 л. с.).

Мощность, потребную на преодоление индуктивного сопротивления лопастей (на создание индуктивной скорости), можно подсчитать по формуле

$$N_i = \frac{TV_i}{75l} \quad (23)$$

Следовательно, эта мощность зависит от веса вертолета и от плотности воздуха.

Мощность, потребную для преодоления профильного сопротивления, можно определить по формуле

$$N_{пр} = \frac{T\omega R v}{100l}, \quad (24)$$

где  $v$  — обратное качество элемента лопасти.

Обратным качеством элемента лопасти называется отношение коэффициента профильного сопротивления к коэффициенту подъемной силы

$$\nu = \frac{C_{x_{пр}}}{C_Y}$$

Обратное качество элемента лопасти изменяется в пределах 0,02—0,04. Из формулы (24) видно, что профильная мощность зависит от оборотов несущего винта. Кроме того, если увеличивается шероховатость поверхности лопасти, увеличится коэффициент профильного сопротивления и обратное качество элемента лопасти. Последнее обстоятельство надо учитывать в зимнее время, когда лопасти могут покрыться инеем, что приводит к значительному увеличению профильной мощности.

Коэффициент профильного сопротивления самый высокий у лопастей с полотняной обшивкой, меньше — у лопастей с фанерной обшивкой и еще меньше у металлических лопастей. Поэтому несущие винты с металлическими лопастями сейчас находят широкое распространение. В последнее время они установлены на вертолетах Ми-1 и Ми-4 и на всех новых вертолетах.

Применяя формулы (23) и (24), находят индуктивную и профильную мощности для вертолета Ми-1 ( $G=2200$  кг;  $V_i=7,5$  м/сек,  $\chi=0,9$ ;  $\omega=26$ ;  $\nu=0,03$ )

$$N_i = \frac{TV_i}{75\chi} = \frac{2200 \cdot 7,5}{75 \cdot 0,9} = 245 \text{ л. с.};$$

$$N_{пр} = \frac{2200 \cdot 26 \cdot 7,17 \cdot 0,03}{100 \cdot 0,9} = 136 \text{ л. с.}$$

$$N_{\text{итог}} = N_i + N_{пр} = 245 + 136 = 381 \text{ л. с.}$$

Полученный результат почти совпадает с результатом, полученным по формулам (10) и (11) — 374 л. с.

На режиме висения потребная тяга равна весу вертолета. Если для достижения этого условия требуется небольшая мощность, то несущий винт обладает высоким относительным коэффициентом полезного действия. В среднем величина этого коэффициента изменяется в пределах 0,6—0,65, если лопасти несущего винта работают при наивыгоднейших углах атаки (5—6°).

**Влияние воздушной подушки на висение.** При висении вертолета на малой высоте ( $H < D$ ) возникает так называемая воздушная подушка (рис. 55, а). Сущность этого явления заключается в следующем. Воздух от винта идет вниз и, встречаясь с поверхностью земли, уменьшает скорость до нуля. При этом под винтом увеличивается давление за счет скоростного напора. Полное давление в центре диска, спроектированного на землю,

$$P = P_{\text{ат}} + \frac{\rho V_i^2}{2},$$

где  $P_{\text{ат}}$  — атмосферное давление.



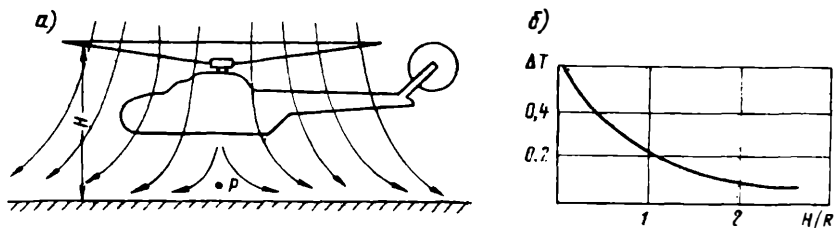


Рис. 55. Висение на малой высоте

Вследствие увеличения давления под винтом увеличивается сила тяги. При  $H=0,2R$  сила тяги несущего винта увеличивается по сравнению с тягой без влияния воздушной подушки на 50%, при  $H=R$  — на 25%, при  $H=2R$  — на 10%. На высоте  $H=4R$  влияние воздушной подушки почти полностью исчезает.

Зависимость прироста тяги под влиянием воздушной подушки показана на графике (рис. 55, б). Воздушная подушка используется при взлете с перегрузкой или с горного аэродрома, когда имеется недостаток мощности.

Эффект воздушной подушки оказывает положительное влияние на устойчивость вертолета, так как при наклонах той части несущего винта, которая подходит ближе к земле, увеличивается сила тяги, что образует выравнивающий момент.

## § 41. Вертикальный набор высоты

Режимом вертикального набора высоты называется полет вертолета по вертикальной траектории с постоянной скоростью. На вертолет при вертикальном наборе высоты действуют следующие силы (см. рис. 53): сила веса вертолета  $G$ , сила тяги несущего винта  $T$ , сила тяги рулевого винта  $T_{р. в.}$ .

Для уравнивания силы тяги несущего винта необходимо наклонить вектор силы тяги несущего винта на угол  $\delta$ , в результате чего образуется вертикальная составляющая сила тяги  $Y$  и горизонтальная составляющая  $S_6$ .

Условия установившегося набора высоты будут выражены следующими равенствами:

$$Y = G + X_{вр},$$

$$T_{р. в.} = S_6,$$

$$\sum M_{ц. т} = 0.$$

Так как сила  $X_{вр}$  мала и ею можно пренебречь, а сила  $Y \approx T$ , то равенство  $Y = G + X_{вр}$  можно заменить равенством  $T = G$ . Тогда условия вертикального набора высоты будут аналогичны условиям висения. Условие  $T = G$  обеспечивает постоянство скорости

вертолета на режиме вертикального набора высоты. Равенство  $T_{p. н} = S_6$  обеспечивает прямолинейность полета.

**Мощность, потребная для вертикального набора высоты.** Различие условий висения и вертикального набора высоты состоит, во-первых, в том, что сила  $X_{вр}$  при вертикальном наборе высоты больше, чем при висении, так как она зависит от двух скоростей: вертикальной скорости  $V_y$  и индуктивной скорости  $V_i$ ;

во-вторых, если при висении равенство  $T = G$  обеспечивает относительный покой, то при наборе высоты то же равенство должно обеспечить постоянство скорости вертикального движения.

Следовательно, секундная работа силы тяги при вертикальном наборе высоты и при висении различна: при наборе высоты эта работа складывается из работы, затрачиваемой на создание силы тяги, равной весу ( $TV_i = GV_i$ ), и работы, затрачиваемой на создание вертикальной скорости ( $TV_y$ ). При висении секундная работа силы тяги затрачивается только на создание индуктивной скорости потока и равна  $TV_i$ .

Поэтому, если индуктивная мощность, потребная для висения, определяется по формуле

$$N_i = \frac{TV_i}{75\gamma},$$

то индуктивная мощность, потребная для набора высоты, выражается формулой

$$N_{i_{наб}} = \frac{T(V_i + V_y)}{75\gamma}.$$

При малой скорости набора высоты (2—3 м/сек) индуктивная скорость мало отличается от индуктивной скорости при висении, т. е.  $V_{i_{вис}} \approx V_{i_{наб}}$ . Но из этого вытекает, что индуктивная мощность при наборе высоты больше мощности висения на величину  $\Delta N$  (избыток потребной мощности для набора по сравнению с потребной мощностью для висения). Имея в виду, что профильная мощность при наборе практически равна профильной мощности при висении, можно формулу мощности, потребной для вертикального набора высоты, выразить через формулу мощности висения

$$N_{наб} = N_{вис} + \Delta N.$$

Вертикальный набор высоты возможен только при избытке располагаемой мощности. Для перехода от висения к набору высоты пилот увеличивает шаг несущего винта с помощью ручки «шаг-газ», при этом число оборотов несущего винта останется практически неизменным, а тяга увеличится. Вертолет от висения перейдет к вертикальному набору высоты. Тяга при вертикальном наборе может быть определена по формуле импульсной теории идеального винта  $T = 2\rho F V_1 V_i$ . В этом случае  $V_1 = V_i + V_y$ . По мере

увеличения вертикальной скорости будет уменьшаться индуктивная скорость. Поэтому тяга несущего винта снова уменьшится до величины, которую винт имел на висении до увеличения общего шага. Следовательно, переходя от висения к набору высоты, пилот фактически увеличивает подводимую к винту мощность, но сохраняет почти неизменной силу тяги несущего винта. Поэтому

$$T_{\text{наб}} \approx T_{\text{вис}}, \text{ но } N_{\text{наб}} = N_{\text{вис}} + \Delta N.$$

**Вертикальная скорость набора высоты.** Вертикальной скоростью набора высоты называется высота, на которую переместится центр тяжести вертолета за 1 сек.

Для вертикального перемещения любого тела необходимо совершать работу, равную произведению веса тела на высоту подъема, т. е.  $A = GH$ . Работа, совершаемая за 1 сек, является мощностью. Значит, для выполнения подъема к несущему винту надо подводить дополнительную мощность, которая и расходуется на образование вертикальной скорости. Этой мощностью и является избыток мощности  $\Delta N = GV_y$ . Отсюда определяют

$$V_y = \frac{\Delta N 75}{G} \quad (25)$$

Вертикальная скорость зависит от избытка мощности и веса вертолета. Если вертолет сильно перегружен, то мощности двигателя достаточно только для висения в зоне воздушной подушки, в этом случае набирать высоту вертикально невозможно.

Избыток мощности, используемый для вертикального набора высоты, равен разности между располагаемой мощностью и мощностью, потребной для висения вертолета

$$\Delta N = N_p - N_{\text{вис}}.$$

Обычно у вертолетов избыток мощности небольшой и у земли не превышает 10—15% от полной мощности двигателя.

Вертикальная скорость у земли составляет 2—3 м/сек. Располагаемая мощность и мощность двигателя зависят от высоты полета, с изменением высоты будет изменяться и вертикальная скорость набора. Изменение вертикальной скорости при наборе высоты определяется высотной характеристикой двигателя и показано на графике (рис. 56, а).

У поршневого двигателя с нагнетателем эффективная мощность  $N_e$  при увеличении высоты от 0 до расчетной будет увеличиваться. Потребная мощность также увеличивается. Поэтому избыток мощности до расчетной высоты может незначительно увеличиваться или оставаться постоянным. После достижения расчетной высоты двигателя избыток мощности быстро уменьшается. Так как вертикальная скорость зависит от избытка мощности, то она также уменьшается.

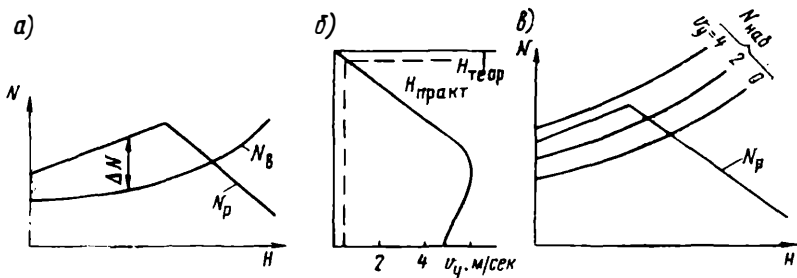


Рис. 56. Аэродинамические характеристики режима набора высоты

Используя график изменения мощности двигателя и мощности, потребной для висения, по высоте, можно рассчитать по формуле (25)  $V_y$  для разных высот. На основе этих расчетов можно построить график зависимости вертикальной скорости от высоты (рис. 56, б), из которого видно, что на расчетной высоте двигателя вертикальная скорость достигает максимальной величины, затем уменьшается.

Высота, на которой вертикальная скорость набора равна нулю, называется статическим потолком вертолета. Статический потолок является наибольшей высотой, на которой может выполняться висение вертолета. На статическом потолке избыток мощности  $\Delta N = 0$ .

Но так как по мере приближения вертолета к статическому потолку  $\Delta N$  и  $V_y$  стремятся к нулю, то достичь высоты, равной теоретическому статическому потолку, невозможно. Из этих соображений введено понятие «практического потолка». Практическим потолком называется высота, на которой вертикальная скорость набора равна  $0,5 \text{ м/сек}$ .

Статический потолок определяется по номинальной мощности двигателя. Каждой вертикальной скорости соответствует своя потребная мощность. Поэтому можно построить зависимость потребной для набора высоты мощности от высоты при разных вертикальных скоростях (рис. 56, в). По этому графику определяют вертикальную скорость набора на разных высотах при различной потребной мощности. По высотной характеристике можно судить о возможности набора высоты с заданной вертикальной скоростью.

## § 42. Вертикальное снижение вертолета с работающим двигателем

Режимом вертикального снижения называется полет вертолета по вертикальной траектории вниз. На вертолет в этом случае действуют следующие силы (рис. 57): вес вертолета  $G$ , сила тяги несущего винта  $T$ , тяга рулевого винта  $T_{р. в.}$

Условия вертикального снижения выражаются равенствами:

$$\begin{aligned} T &= G; \\ T_{p.в} &= S_G; \\ \sum M_{и.т} &= 0. \end{aligned}$$

При этом надо иметь в виду, что пренебрегают силой вредного сопротивления из-за ее малой величины и считают, что за счет небольшого угла завала оси конуса вбок  $T \approx Y$ .

При переходе от режима висения к режиму вертикального снижения необходимо уменьшить шаг несущего винта, при этом сила тяги несущего винта также уменьшается. Но как только вертолет перейдет к снижению, то за счет вертикальной скорости снижения углы атаки элементов лопастей увеличатся, что вызовет увеличение силы тяги до той величины, которая была до уменьшения шага. Таким образом, условие  $T = G$  сохраняется как при висении, так и при вертикальном снижении.

Мощность, необходимая для вертикального снижения, определяется так же, как и на других вертикальных режимах

$$N_{сн} = N_i + N_{пр},$$

т. е. равна сумме индуктивной и профильной мощностей. Профильная мощность при постоянных оборотах от шага винта практически не изменяется, следовательно,  $N_{прснж} = N_{првис}$ . Индуктивная мощность при снижении определится как

$$N_{i_{снж}} = T(V_i - V_{снж}).$$

При снижении для выполнения условия  $T = G$  требуется меньше мощности, чем при висении.

## § 43. Режим вихревого кольца

При вертикальном снижении вертолета поток воздуха, отбрасываемый винтом вниз, увеличивает скорость от  $V_i$  до  $2V_i$  на расстоянии от несущего винта, равном примерно  $2R$ . При дальнейшем удалении от несущего винта поток уменьшает свою скорость до скорости  $V_3$  за счет «трения» о встречный воздух (рис. 58, а).

Если скорость потока  $V_3$  равна вертикальной скорости снижения вертолета  $V_{снж}$ , то скорость потока, отбрасываемого вин-

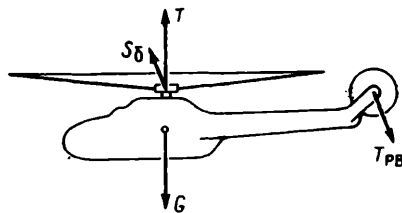


Рис. 57. Силы, действующие на вертолет при вертикальном снижении

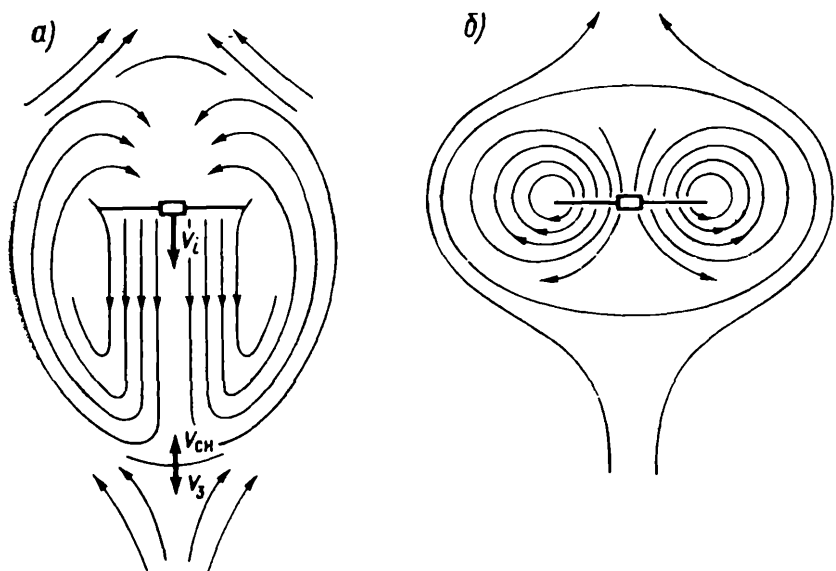


Рис. 58. Образование вихревого кольца

том  $V_3=0$ , т. е. винт как бы «догоняет» отброшенный им воздух. Над винтом за счет подсасывания будет иметь место «поверхность раздела», где винт как бы «убегает» от подсасываемого воздуха с той же скоростью. Значит, образуются две поверхности раздела: под винтом и над винтом. В этих поверхностях поток, идущий от винта, поворачивает и образует замкнутые вихри, которые на образование тяги почти не влияют, так как находятся далеко от винта.

По мере увеличения вертикальной скорости снижения поверхности раздела, где  $V_3 = V_{\text{сниж}}$  приближаются к несущему винту. Вихри становятся более интенсивными и неустойчивыми. Винт затрачивает энергию, полученную от двигателя, на вращение этих вихрей. Тяга несущего винта резко уменьшается, так как из замкнутой вихревой системы (рис. 58, б) воздух не выбрасывается. Вертикальная скорость снижения еще больше увеличивается. Вертолет начинает бросать из стороны в сторону, управлять им становится трудно, появляется сильная тряска. Этот полет соответствует режиму развитого вихревого кольца. Режим вихревого кольца возникает при вертикальном снижении со скоростью более 2—3 м/сек с работающим двигателем.

Наиболее эффективным методом выхода из вихревого кольца является перевод несущего винта на режим самовращения по наклонной траектории. Но для этого необходима достаточная высота и отсутствие препятствий, поэтому режим вихревого кольца является опасным и его надо избегать.

## Вопросы и ответы для программированного контроля

**Вопрос 1.** Каким путем обеспечивается постоянство высоты при висении вертолета?

**Ответ 1.** Чтобы высота висения была постоянной, необходимо, чтобы  $G=T$ .

При увеличении заданной высоты висения или при повышении температуры воздуха тяга, развиваемая винтом, уменьшается, поэтому необходимо увеличить шаг несущего винта или обороты, или то и другое одновременно.

**Ответ 2.** Для обеспечения постоянства высоты висения вертолета необходимо, чтобы  $T=G$ . С увеличением высоты висения это условие будет нарушаться; для его восстановления необходимо увеличивать подводимую к винту мощность.

**Ответ 3.** Постоянство высоты висения требует, чтобы  $T=G$ , а это возможно при равенстве мощности, потребной для висения, и мощности, подводимой к несущему винту от двигателя.

**Вопрос 2.** Влияние изменения параметров воздуха на мощность, потребную для висения вертолета.

**Ответ 1.** Повышение температуры и давления воздуха приводит к росту его плотности, а следовательно, к росту потребного крутящего момента  $M_{кр} = m_{кр} F \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 R$  и росту потребной мощности.

**Ответ 2.** При увеличении высоты висения уменьшается плотность воздуха  $\rho$ . Следовательно, потребная для висения мощность увеличивается, так как

$$N_{п} = M_{кр} \omega \quad m_{кр} F \frac{\rho}{2} (\omega R)^3.$$

**Ответ 3.** Повышение температуры воздуха и уменьшение его давления приводит к уменьшению плотности, которая уменьшается также с увеличением высоты висения. Мощность, потребная для висения, равна  $N_i + N_{пр}$ ; профильная мощность  $N_{пр}$  от высоты практически не зависит; индуктивная мощность равна  $N_i = T V_i$ . При уменьшении плотности воздуха уменьшается сила тяги  $T = 2F\rho V_i^2$ , и для сохранения условия  $T=G$  необходимо увеличивать  $V_i$ , тогда будет увеличиваться и потребная мощность.

**Вопрос 3.** Почему вертолет имеет различные режимы вертикального полета, если на всех режимах  $T=G$ ?

**Ответ 1.** Равенство  $T=G$  приближенное. В нем не учитывается действие силы вредного сопротивления  $X_{вр}$ . С учетом этой силы при висении, наборе высоты и снижении  $T \approx G + X_{вр}$ . Но сила вредного сопротивления на разных режимах будет различная: наибольшая при вертикальном наборе высоты, наименьшая — при снижении. Поэтому тяга при наборе высоты фактически больше веса, а при снижении — меньше; при висении  $T=G + X_{вр}$ .

**Ответ 2.** Все режимы вертикального полета характеризуются отсутствием ускорения по вертикали, т. е. постоянством скорости. Согласно закону инерции ускорение будет равно нулю, если на тело не действует сила. Равенство  $T=G$  равносильно равенству  $T-G=0$ , значит, оно справедливо для всех режимов.

Но на разных режимах винт совершает различную работу; при наборе высоты работа несущего винта  $N_i = T(V_i + V_y)$ ; при висении  $N_i = T V_i$ ; при снижении  $N_i = T(V_i - V_{сн})$  для набора высоты требуется мощность, большая чем при висении и снижении.

**Вопрос 4.** В какое время года вертолет поднимается на большую высоту и поднимает больший груз?

**Ответ 1.** Зимой плотность воздуха больше, чем летом. При увеличении плотности воздуха уменьшается потребная для висения индуктивная мощность, а мощность двигателя увеличивается. Следовательно, зимой увеличивается избыток мощности  $\Delta N = N_p - N_{потр}$ , что приводит к увеличению статического потолка и грузоподъемности вертолета.

**Ответ 2.** Зимой плотность воздуха больше, чем летом. Увеличение плотности воздуха приводит к увеличению потребляемой мощности  $N_{\text{потр}} = m_{\text{кр}} F \frac{\rho}{2} (\omega R)^3$ .

Это означает, что избыток мощности  $\Delta N = N_p - N_{\text{потр}}$  уменьшается, а это приводит к уменьшению статического потолка и грузоподъемности вертолета.

**Ответ 3.** Зимой плотность воздуха больше, чем летом. При увеличении полетного веса нужно увеличивать силу тяги несущего винта, но это связано с увеличением реактивного момента, который будет тем больше, чем больше плотность воздуха. Вывод: зимой вертолет должен развивать большую мощность, чем летом, т. е. уменьшается грузоподъемность вертолета и статический потолок.

## Глава

## VI

### ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА

#### § 44. Общая характеристика горизонтального полета

Горизонтальным полетом вертолета называется прямолинейный полет с постоянной скоростью в горизонтальной плоскости. Это основной режим для вертолета. Так как земля является шаром, то полет на постоянной высоте происходит по криволинейной траектории. Но радиус кривизны земной поверхности настолько велик, что кривизной земной поверхности при полете можно пренебречь.

И только при полетах на сверхзвуковых самолетах со скоростью, в 2—3 раза превышающей скорость звука, нужно учитывать кривизну земли. Покажем это на примере. Самолет совершает горизонтальный полет со скоростью 1000 м/сек или 3600 км/ч. Вес самолета 10 000 кг. Определим центробежную силу, которая возникает за счет кривизны земной поверхности

$$F_u = \frac{mV^2}{R},$$

где  $m$  — масса самолета, кг;

$V$  — скорость, м/сек;

$R$  — радиус земного шара, равный 6 370 000 м.

Тогда

$$F_u = \frac{10\,000 \times 1000^2}{6\,370\,000} = 1570 \text{ н}, \text{ или } F_u = 161 \text{ кг}$$

Как видно из примера, учитывать кривизну земли при полете со скоростью 1000 м/сек имеет смысл, так как подъемная сила самолета становится меньше его веса на 161 кг. Но при том же полетном весе и скорости 180 км/ч центробежная сила 0,4 кг.

Поэтому в дальнейшем будем считать земную поверхность плоской.



В горизонтальном полете на вертолет действуют силы:

веса вертолета  $G$ , тяги несущего винта  $T$ , вредного сопротивления  $X_{вр}$ , тяги рулевого винта  $T_{р.в}$  (рис. 59).

Условия горизонтального полета выражаются следующими равенствами:

$$\begin{aligned}
 Y &= G && \text{или} && G - Y = 0; \\
 P &= X_{вр} && \text{или} && P - X_{вр} = 0; \\
 T_{р.в} &= S_{б} && \text{или} && T_{р.в} - S_{б} = 0; \\
 \Sigma M_{ц.т} &= 0.
 \end{aligned}$$

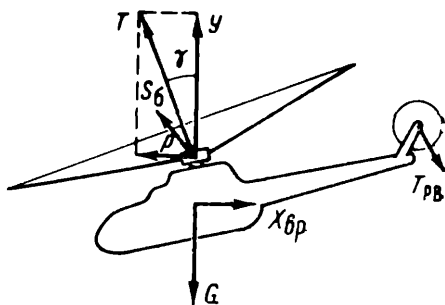


Рис. 59. Силы, действующие на вертолет при горизонтальном полете

Первое условие обеспечивает постоянство высоты полета, второе — постоянство скорости, третье — линейность полета в горизонтальной плоскости.

Силы  $Y$ ,  $P$ ,  $S_{б}$  являются составляющими силы тяги несущего винта. Следовательно, тяга несущего винта при горизонтальном полете вертолета выполняет функции движущей, боковой и подъемной силы.

#### § 45. Тяга и мощность, потребные для горизонтального полета

При горизонтальном полете вектор силы тяги отклонен от вертикали вперед и вбок в направлении отступающей лопасти.

За счет бокового наклона вектора силы тяги образуется боковая сила  $S_{б} = T_{р.в}$ , а вследствие наклона вектора силы тяги вперед образуется движущая сила  $P = T \sin \gamma$ , которая тянет вертолет вперед, преодолевая вредное сопротивление. Напомним, что вредным сопротивлением вертолета называется сопротивление всех несущих частей (кроме несущего винта).

Проекция силы тяги на вертикаль дает подъемную силу  $Y = T \cos \gamma$ . Следовательно, для образования подъемной и движущей сил необходимо иметь силу тяги  $T_r$ , которую можно определить из схемы сил (см. рис. 59).

$$T_r = \sqrt{Y^2 + P^2} = \sqrt{G^2 + X_{вр}^2}. \quad (26)$$

Потребная тяга для горизонтального полета вертолета зависит от его веса и вредного сопротивления, которое можно определить по формуле

$$X_{вр} = C_{x_{вр}} F \frac{\rho V^2}{2}.$$

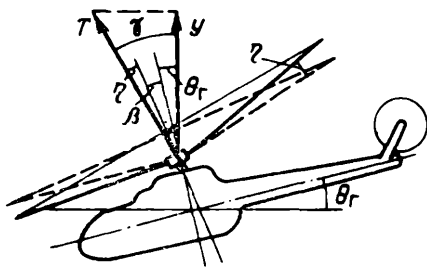


Рис. 60. Способы наклона вектора силы тяги

а также от состояния его поверхности. Вредное сопротивление изменяется пропорционально квадрату скорости полета, т. е.  $X_{вр} = f(V^2)$ .

При увеличении скорости горизонтального полета потребная тяга увеличивается.

При горизонтальном полете изменяется не только величина потребной тяги, но и ее направление, т. е. угол  $\gamma$  отклонения вектора силы тяги от вертикали. Увеличивать угол  $\gamma$  необходимо для того, чтобы увеличить движущую силу  $P$ , оставляя без изменения подъемную силу  $Y$ .

Наклон вектора силы тяги и увеличение угла  $\gamma$  осуществляются тремя способами:

- 1) отклонением оси конуса вращения несущего винта вперед;
- 2) наклоном вертолета вперед;
- 3) установкой вала несущего винта под некоторым углом  $\beta$  относительно перпендикуляра к строительной оси фюзеляжа (линии, проходящей вдоль фюзеляжа), рис. 60.

Завал оси конуса вперед на угол  $\eta$  осуществляется путем отклонения вперед ручки управления вертолетом. Ось конуса несущего винта заваливается в ту же сторону, в которую отклоняется ручка.

Наклон всего вертолета на угол  $\theta_r$  (угол тангажа) достигается путем отклонения ручки управления вперед. Угол установки вала несущего винта относительно строительной оси вертолета остается всегда неизменным.

Таким образом, угол отклонения вперед вектора силы тяги будет равен сумме углов  $\eta$ ,  $\theta_r$ ,  $\beta$ . Чем больше угол  $\gamma$ , тем больше движущая сила  $P$ , тем больше скорость вертолета.

**Мощностью, потребной для горизонтального полета вертолета,** называется секундная работа, которую надо подводить к валу несущего винта. Потребная мощность складывается из трех частей.

1. Мощности движения, т. е. секундной работы, затрачиваемой на передвижение вертолета,  $N_{дв} = PV$

Коэффициент лобового сопротивления  $C_{x_{вр}}$  определяется (после продувки модели вертолета в аэродинамической трубе) по формуле

$$C_{x_{вр}} = \frac{2X_{вр}}{F\rho V^2}$$

Для вертолета Ми-1  $C_{x_{р}} = 0,009—0,01$ .

Коэффициент вредного сопротивления зависит в основном от формы и положения фюзеляжа,

и положения фюзеляжа, а также от состояния его поверхности. Вредное сопротивление изменяется пропорционально квадрату скорости полета, т. е.  $X_{вр} = f(V^2)$ .

При увеличении скорости горизонтального полета потребная тяга увеличивается.

При горизонтальном полете изменяется не только величина потребной тяги, но и ее направление, т. е. угол  $\gamma$  отклонения вектора силы тяги от вертикали. Увеличивать угол  $\gamma$  необходимо для того, чтобы увеличить движущую силу  $P$ , оставляя без изменения подъемную силу  $Y$ .

Наклон вектора силы тяги и увеличение угла  $\gamma$  осуществляются тремя способами:

- 1) отклонением оси конуса вращения несущего винта вперед;
- 2) наклоном вертолета вперед;
- 3) установкой вала несущего винта под некоторым углом  $\beta$  относительно перпендикуляра к строительной оси фюзеляжа (линии, проходящей вдоль фюзеляжа), рис. 60.

Завал оси конуса вперед на угол  $\eta$  осуществляется путем отклонения вперед ручки управления вертолетом. Ось конуса несущего винта заваливается в ту же сторону, в которую отклоняется ручка.

Наклон всего вертолета на угол  $\theta_r$  (угол тангажа) достигается путем отклонения ручки управления вперед. Угол установки вала несущего винта относительно строительной оси вертолета остается всегда неизменным.

Таким образом, угол отклонения вперед вектора силы тяги будет равен сумме углов  $\eta$ ,  $\theta_r$ ,  $\beta$ . Чем больше угол  $\gamma$ , тем больше движущая сила  $P$ , тем больше скорость вертолета.

**Мощностью, потребной для горизонтального полета вертолета,** называется секундная работа, которую надо подводить к валу несущего винта. Потребная мощность складывается из трех частей.

1. Мощности движения, т. е. секундной работы, затрачиваемой на передвижение вертолета,  $N_{дв} = PV$

2. Мощности индуктивной, т. е. секундной работы, затрачиваемой на получение подъемной силы, равной весу вертолета,

$$N_i = YV_i = 6 V_i. \quad (27)$$

3. Мощности, потребной для преодоления профильного сопротивления лопастей несущего винта,

$$N_{пр} = M_{пр}\omega.$$

Используя формулу (26, а), определяют мощность, потребную для движения вертолета Ми-1 ( $G=2200$  кг,  $H=0$ ).

$$V = 0; \quad N_{дв} = 0;$$

$$V = 20 \text{ м/сек}; \quad N_{дв} = \frac{37 \cdot 20}{75} = 11 \text{ л. с.};$$

$$V = 30 \text{ м/сек}; \quad N_{дв} = \frac{83 \cdot 30}{75} = 37 \text{ л. с.};$$

$$V = 40 \text{ м/сек}; \quad N_{дв} = \frac{147 \cdot 40}{75} = 79 \text{ л. с.};$$

$$V = 50 \text{ м/сек}; \quad N_{дв} = \frac{230 \cdot 50}{75} = 153 \text{ л. с.}$$

Полученные данные дают возможность построить график зависимости мощности, потребной для движения вертолета, от скорости полета (рис. 61, а). Так как  $N_{дв} = X_{впр}V$ , а вредное сопротивление  $X_{впр} = f(V^2)$ , то потребная для движения мощность  $N_{дв} = f(V^3)$  и с увеличением скорости возрастает более резко. Средняя индуктивная скорость у несущего винта вертолета Ми-1 с увеличением скорости горизонтального полета уменьшается (рис. 61, б).

Используя этот график и формулу (27), подсчитаем индуктивную мощность, т. е. мощность, расходуемую на создание подъемной силы вертолета,

$$V = 0; \quad N_i = \frac{2200 \cdot 7,5}{75} = 245 \text{ л. с.};$$

$$V = 10 \text{ м/сек}; \quad N_i = \frac{2200 \cdot 4,5}{75} = 147 \text{ л. с.};$$

$$V = 20 \text{ м/сек}; \quad N_i = \frac{2200 \cdot 2,6}{75} = 85 \text{ л. с.}$$

По полученным результатам можно построить зависимость индуктивной мощности от скорости (рис. 61, в).

Уменьшение индуктивной мощности с увеличением скорости полета объясняется тем, что винт взаимодействует с большей мас-

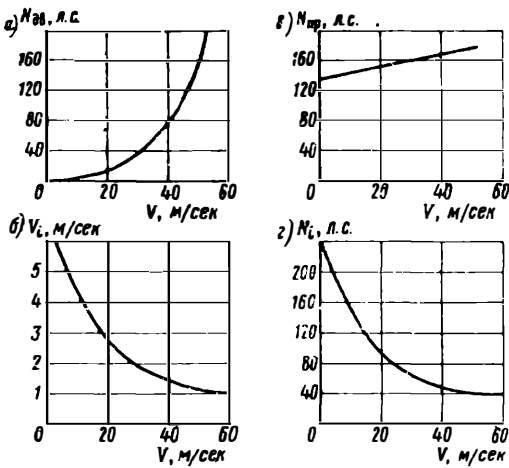


Рис. 61. Зависимость составляющих мощности от скорости полета

+  $V \sin \psi$ ), а у отступающих — уменьшается ( $W = u - V \sin \psi$ ), но так как  $X_{пр} = f(W^2)$ , то у наступающей лопасти сопротивление увеличивается быстрее, чем уменьшается сопротивление отступающей лопасти. После расчета составных частей потребной мощности подсчитаем мощность, потребную для горизонтального полета вертолета Ми-1,

$$N_r = N_{дв} + N_i + N_{пр}; \quad (28)$$

$$V = 0; \quad N_r = N_b = 381 \text{ л. с.};$$

$$V = 10 \text{ м сек}; \quad N_r = 4 + 147 + 140 = 291 \text{ л. с.};$$

$$V = 30 \text{ м сек}; \quad N_r = 37 + 62 + 160 = 259 \text{ л. с.};$$

$$V = 50 \text{ м сек}; \quad N_r = 153 + 42 + 180 = 375 \text{ л. с.}$$

Используя полученные данные, построим график зависимости мощности, потребной для горизонтального полета, от скорости для вертолета Ми-1 ( $H=0$ ;  $G=2200 \text{ кг}$ ) (рис. 62). Из графика видно, что с увеличением скорости от нуля до  $80 \text{ км/ч}$  мощность, потребная для горизонтального полета, уменьшается. Скорость, при которой мощность, потребная для горизонтального полета, будет минимальной, называется экономической скоростью вертолета.

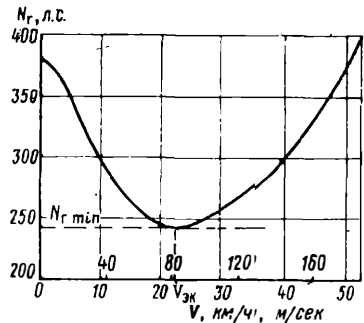


Рис. 62. Зависимость потребной мощности от скорости полета

## § 46. Характерные скорости горизонтального полета вертолета

Характерные скорости горизонтального полета в значительной степени определяют летные свойства вертолета. Расчет этих скоростей, а затем их проверка в полете, является одной из важных задач аэродинамического расчета вертолета. Расчет характерных скоростей чаще всего производят по методу мощностей, который был впервые предложен Н. Е. Жуковским.

Для построения кривых потребной и располагаемой мощностей используем график на рис. 62. Располагаемую мощность при номинальном и взлетном числе оборотов двигателя найдем по формулам:

$$N_p = N_e \zeta;$$

$$N_{p_{ном}} = 430 \cdot 0,78 = 336 \text{ л. с.};$$

$$N_{p_{взл}} = 575 \cdot 0,78 = 448 \text{ л. с.}$$

По этим данным построим график, который позволяет определить следующие характерные скорости горизонтального полета вертолета (рис. 63, а).

1. Максимальную скорость, которая соответствует точке пересечения кривых потребной и располагаемой мощностей. При использовании номинальной мощности двигателя максимальная скорость горизонтального полета у земли будет около 165 км/ч, при использовании взлетной мощности — 208 км/ч.

2. Наивыгоднейшую скорость, при которой достигается наибольшая дальность полета. Она соответствует точке касания касательной, проведенной из начала координат, к кривой потребной мощности (для Ми-1  $V_{нв} = 90 - 95$  км/ч).

3. Экономическую скорость, т. е. скорость, соответствующую минимальной потребной мощности (для Ми-1  $V_{эк} = 80$  км/ч).

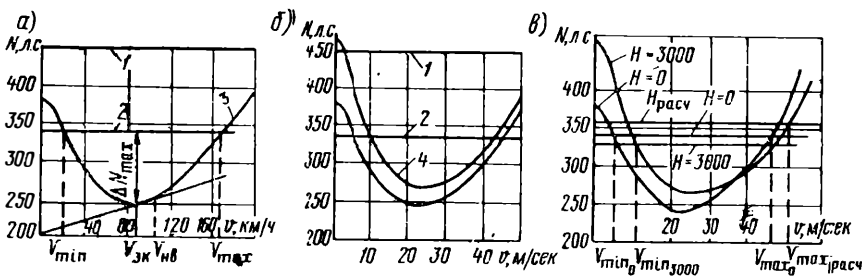


Рис. 63. Графики потребной и располагаемой мощностей при изменении веса вертолета и высоты полета:

1 —  $N_p$  при  $H=0$ ;  $n=2200$  об/мин; 2 —  $N_p$  при  $H=0$ ;  $n=2050$  об/мин; 3 —  $N_r$  при  $H=0$ ;  $G=2200$  кг; 4 —  $N_r$  при  $H=0$ ;  $G=2300$  кг

4. Минимальную скорость. При использовании номинальной мощности при полетном весе 2200 кг вертолет не сможет выполнять висение у земли. Он может выполнять только горизонтальный полет со скоростью около 20 км/ч. Но при малой скорости возникает сильная тряска, поэтому конструктором установлено ограничение скоростей: минимально допустимая — 40 км/ч, максимально допустимая — 170 км/ч.

5. Диапазон скоростей горизонтального полета, т. е. те скорости, на которых возможен горизонтальный полет. При полете с номинальной мощностью диапазон скоростей

$$\Delta V_{\text{ном}} = V_{\text{max}} - V_{\text{min}} = 165 - 20 = 145 \text{ км/ч.}$$

При использовании мощности больше номинальной полный диапазон равен  $V_{\text{п}} = 170 - 0 = 170 \text{ км/ч}$ .

6. Запас мощности, т. е. разность между располагаемой мощностью и потребной для горизонтального полета на данной скорости. Каждой скорости соответствует свой запас мощности  $\Delta N = N_{\text{расп}} - N_{\text{г}}$ . Наибольший запас мощности будет при полете с экономической скоростью.

#### § 47. Влияние веса вертолета и высоты полета на летные характеристики

При увеличении веса вертолета увеличивается потребная для горизонтального полета мощность, так как  $N_i = \frac{GV_i}{75}$ . На рис. 63, б даны графики потребных мощностей вертолета Ми-1 при полетном весе 2200 кг и 2300 кг. При сравнении этих графиков можно сказать, что с увеличением полетного веса:

- уменьшается максимальная скорость горизонтального полета;
- увеличивается минимальная скорость при использовании номинальной мощности;

- увеличиваются, хотя и незначительно, экономическая и наилучшие скорости;

- уменьшается диапазон скоростей горизонтального полета;

- уменьшается запас мощности;

- висение вертолета вне зоны влияния воздушной подушки даже при использовании взлетной мощности невозможно.

Подобные изменения летных свойств вертолетов надо всегда учитывать, особенно в тех случаях, когда имеется большой запас топлива. Если рассчитывать летные свойства по взлетному весу, то получатся заниженные данные. Поэтому при значительном запасе топлива летные характеристики определяются по среднему полетному весу с учетом выгорания топлива

$$G_{\text{ср}} = G_{\text{вз}} - \frac{G_{\text{топл}}}{2},$$

где  $G_{\text{ср}}$  — средний полетный вес;  
 $G_{\text{вз}}$  — взлетный вес;

$G_{\text{топл}}$  — вес топлива (баки, заправленные полностью).

**Влияние высоты полета.** Летные характеристики вертолета зависят от высоты полета, а также от температуры и влажности воздуха. С увеличением высоты уменьшается плотность воздуха, поэтому уменьшается вредное сопротивление и мощность, потребная для движения,

$$N_{\text{дв}H} = N_{\text{дв}0} \Delta,$$

где

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$$

Так как мощность, потребная для движения, имеет большую величину на скорости больше экономической, то на этой скорости и будет сказываться изменение высоты полета

$$N_i = YV_i = GV_i.$$

При изучении режима висения было установлено, что тяга, развиваемая несущим винтом, зависит от высоты полета, т. е. с увеличением высоты уменьшается, значит, будет уменьшаться и подъемная сила. Но так как по условиям горизонтального полета  $Y = G$ , то необходимо увеличивать индуктивную скорость  $V_i$ . Следовательно, индуктивная мощность  $N_i = GV_i$  будет возрастать пропорционально  $\frac{1}{\Delta}$ , т. е.  $N_{iH} = N_{i0} \frac{1}{\Delta}$ . Профильная мощность с увеличением высоты изменяется незначительно.

Таким образом, с увеличением высоты мощность, потребная для движения, уменьшается, а для создания подъемной силы — увеличивается. Эти выводы иллюстрируются графиком потребной мощности для разных высот (рис. 63, в). Этот график показывает также, как меняется с высотой располагаемая мощность.

У высотного двигателя эффективная мощность до расчетной высоты увеличивается, а затем уменьшается. В результате такого изменения располагаемой мощности и рассмотренного выше изменения мощности движения и индуктивной мощности можно сказать, что с увеличением высоты до расчетной:

1. При скорости меньше наивыгоднейшей мощность, потребная для горизонтального полета, увеличивается за счет увеличения индуктивной составляющей этой мощности.

2. При скорости больше наивыгоднейшей мощность, потребная для горизонтального полета, уменьшается за счет уменьшения мощности движения.

3. Величина наивыгоднейшей скорости с изменением высоты полета практически не изменяется.

4. Максимальная и минимальная скорости горизонтального полета увеличиваются.

5. Избыток мощности до расчетной высоты двигателя увеличивается, а затем уменьшается.

Следовательно, если необходимо выполнять полет на большой скорости, то лететь нужно на большой высоте.

Повышение температуры воздуха равноценно увеличению высоты, так как при увеличении температуры уменьшается его плотность. Увеличение влажности воздуха приводит к уменьшению мощности двигателя и максимальной скорости горизонтального полета.

Все сделанные выводы справедливы, если не учитывать причин, ограничивающих максимальную скорость горизонтального полета.

#### **§ 48. Причины ограничения максимальной скорости горизонтального полета и пути увеличения ее**

Выше было установлено, что для увеличения скорости полета необходимо увеличить угол  $\gamma$  отклонения вектора силы тяги (см. рис. 60) и величину силы тяги несущего винта. Силу тяги можно увеличить двумя путями: увеличением угловой скорости  $\omega$ ; увеличением шага несущего винта, так как это связано с увеличением коэффициента тяги  $c_T$  (см. рис. 16).

Увеличение силы тяги несущего винта за счет увеличения числа оборотов связано с увеличением профильного сопротивления лопастей, а следовательно, с увеличением расхода топлива на единицу развиваемой винтом тяги. Этот путь нецелесообразен. Кроме того, увеличение тяги за счет увеличения оборотов винта возможно только до определенного предела.

Известно, что при увеличении угловой скорости увеличивается и окружная скорость  $u = \omega R$ . На режиме косо́го обтекания результирующая скорость элемента лопасти  $W = u + V \sin \psi$ , т. е. в азимуте  $90^\circ$   $W = u + V$ . При увеличении числа оборотов растет окружная скорость и скорость полета, следовательно, растет результирующая скорость  $W$ . Увеличение результирующей скорости обтекания элементов лопасти допустимо до тех пор, пока она не станет равной критической, т. е. до появления на лопасти местной скорости обтекания, равной скорости звука (возникают скачки уплотнения и появляется волновой кризис лопасти).

Таким образом, первый путь увеличения тяги несущего винта за счет увеличения числа оборотов ограничен появлением волнового кризиса на конце лопасти, когда лопасть находится в азимуте  $90^\circ$ .

Рассмотрим второй путь. Увеличение тяги несущего винта за счет увеличения шага и коэффициента  $c_T$  связано с увеличением углов атаки элементов лопасти. Известно, что на режиме косо́го обтекания углы атаки элементов лопастей меняются по азимуту: в азимуте  $90^\circ$  углы атаки наименьшие, в азимуте  $270^\circ$  — наибольшие. Чем больше скорость полета, тем больше углы атаки у концевых элементов лопасти в азимуте  $270^\circ$ . Увеличение шага



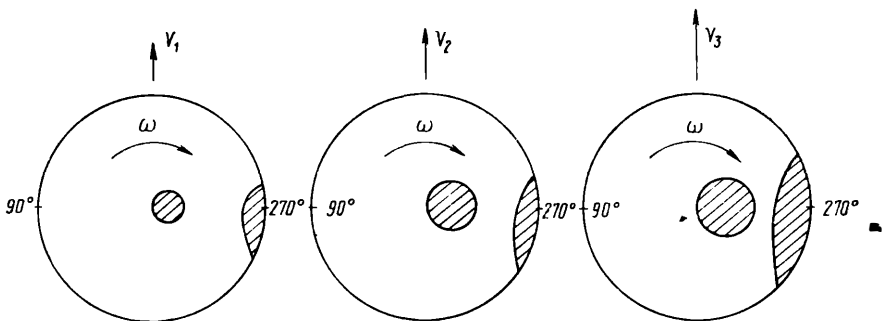


Рис. 64. Срыв потока с лопастей при увеличении скорости полета

приводит к дальнейшему увеличению углов атаки. Если у концевых элементов углы атаки приближаются к критическому, на конце лопасти образуется срыв потока, аналогичный срыву потока с крыла самолета (рис. 64).

Кроме того, с увеличением скорости полета расширяется зона обратного обтекания, диаметр которой согласно формуле  $d = \mu R$  увеличивается с увеличением скорости полета при постоянном числе оборотов. Расширение зон срыва и обратного обтекания приводит к уменьшению силы тяги несущего винта и вызывает сильную тряску. Полет в условиях срыва потока продолжать невозможно, поэтому скорость полета может увеличиваться до тех пор, пока углы атаки концевых элементов лопастей не станут близкими к критическому. Такое ограничение скорости полета называется ограничением по срыву потока в азимуте  $270^\circ$ . Так, у вертолета Ми-1 максимальная скорость ограничена до  $170 \text{ км/ч}$ , а у вертолета Ми-4 — до  $175 \text{ км/ч}$ .

Если бы этих ограничений не было, то по располагаемой мощности максимальная скорость полета вертолета Ми-1 на высоте была бы  $205 \text{ км/ч}$ , а вертолета Ми-4 на высоте  $1500 \text{ м}$  —  $225 \text{ км/ч}$ .

Какими же путями можно достичь увеличения максимальной скорости вертолета?

Для того чтобы при увеличении скорости полета избежать срыва потока с концов лопастей в азимуте  $270^\circ$ , нужно уменьшить шаг несущего винта. Но это приведет к уменьшению тяги и образованию недостатка подъемной силы ( $-\Delta Y$ ) и движущей силы ( $-\Delta P$ ), рис. 65. Чтобы избежать этого явления, применяют вспомогательное крыло, которое создает дополнительную подъемную силу  $\Delta Y$ .

Дополнительную движущую силу  $\Delta P$ , необходимую для уве-

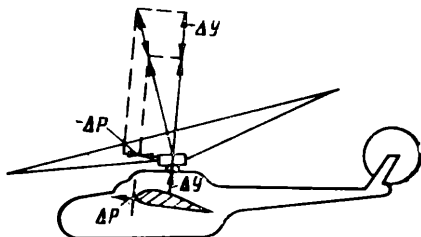


Рис. 65. Способы разгрузки несущего винта

личения скорости, создают или за счет тяги двигателей или за счет тяги дополнительных воздушных винтов. Вертолеты с дополнительным крылом и дополнительными воздушными винтами называются комбинированными. У этих вертолетов осуществляется разгрузка несущих винтов, благодаря чему они могут работать с меньшими установочными углами, и срыв потока происходит на больших скоростях. К таким вертолетам относятся Ми-6 и комбинированный вертолет с поперечным расположением винтов — винтокрыл конструкции Н. И. Камова. Скорость комбинированных вертолетов достигает 400—450 км/ч. Но они имеют и недостатки: увеличенный вес конструкции и увеличенное вредное сопротивление за счет обдува крыла струей от несущего винта. Особенно это характерно для вертикальных режимов полета и с малыми горизонтальными скоростями.

#### § 49. Продолжительность и дальность горизонтального полета

**Продолжительностью горизонтального полета** называется время, в течение которого вертолет может выполнять горизонтальный полет, используя имеющийся запас топлива. Продолжительность полета определяется по формуле

$$T_{\text{час}} = \frac{G_{\text{топл}}}{c_h},$$

где  $G_{\text{топл}}$  — запас топлива для горизонтального полета, л;  
 $c_h$  — часовой расход топлива, л/ч.

Формула показывает, что продолжительность полета зависит от запаса топлива и часового расхода. Запас топлива для горизонтального полета  $G_{\text{топл}}$  — это разность между количеством топлива, заправленного в баки  $G_b$ , и тем количеством топлива, которое расходуется на другие виды полета: руление, взлет, набор высоты, снижение, посадку. Расход топлива на перечисленные виды полета указывается в инструкции по расчету продолжительности и дальности полета, которая составляется для каждого типа вертолета на основании расчетов и проводимых испытаний.

Часовой расход топлива — это количество топлива, которое двигатель расходует за час работы. Он определяется по формуле

$$c_h = c_e N_e = c_e \frac{N_r}{\zeta} = \frac{c_e}{\zeta} N_r, \quad (29)$$

где  $c_e$  — удельный расход топлива;  
 $N_e$  — эффективная мощность двигателя;  
 $\zeta$  — коэффициент использования мощности.

Так как при изменении скорости  $c_e$  и  $\zeta$  изменяются незначительно, то их отношение можно принять за постоянную величину и тогда формула (29) примет вид

$$c_h = \text{const } N_r.$$

Эта формула говорит о том, что часовой расход топлива зависит от мощности, потребной для горизонтального полета вертолета, а следовательно, и от скорости полета.

Используя график зависимости мощности от скорости (см. рис. 62), можно сказать, что минимальная мощность, потребная для горизонтального полета, соответствует экономической скорости, следовательно, этой скорости соответствует минимальный часовой расход топлива.

Для того чтобы вертолет мог продержаться в воздухе максимальное время, полет нужно выполнять на экономической скорости. Экономическая скорость зависит от веса вертолета: с увеличением веса она увеличивается, а продолжительность полета уменьшается. Так как экономическая скорость очень незначительно изменяется с высотой, то продолжительность горизонтального полета с увеличением высоты несколько уменьшается за счет увеличения расхода топлива на набор высоты и на снижение.

**Дальностью горизонтального полета вертолета** называется расстояние, которое вертолет пролетает до полного израсходования запаса топлива для горизонтального полета:

$$L_r = \frac{G_{\text{топл}}}{c_k}, \quad (30)$$

где  $c_k$  — километровой расход топлива, л/км.

Дальность горизонтального полета тем больше, чем больше запас топлива и чем меньше километровой расход. Запас топлива определяется так же, как и при расчете продолжительности полета. Километровой расход определяется по формуле

$$c_k = \frac{c_h}{V} = \text{const} \frac{N_r}{V}$$

Минимальный километровой расход топлива будет достигнут при минимальном отношении  $\frac{N_r}{V}$

Рассмотрим кривые потребной и располагаемой мощностей горизонтального полета (рис. 66). Любая точка на кривой потребной мощности соответствует определенным величинам  $V$  и  $N$ . Например, точка  $I$  соответствует скорости  $V_1$ , потребной мощности  $N_1$ . Отношение между этими величинами равно  $\text{tg} \gamma$  и тогда километровой расход

$$c_k = \text{const} \text{tg} \gamma_1.$$

Значит, для получения минимального километровой расхода топлива  $\text{tg} \gamma$  должен быть минимальным. Таким углом будет угол между касательной к кривой потребной мощности и горизонтальной осью. Точке касания будет соответствовать наилучшая скорость горизонтального полета вертолета.

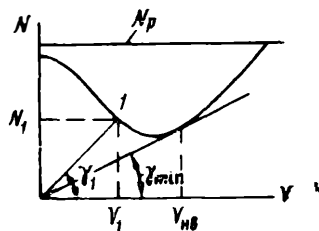


Рис. 66. Зависимость  $N/V$  от скорости полета

Таким образом, наибольшая дальность горизонтального полета достигается при наивыгоднейшей скорости, которая соответствует минимальному километровому расходу топлива лишь при тщательной регулировке двигателя. В этом случае расчет наибольшей дальности производится по кривым километрового расхода топлива, построенным на основе данных опытной эксплуатации вертолетов. Скорость, полученная по этим кривым и соответствующая минимальному расходу, будет близка к наивыгоднейшей.

Километровый расход — это расход топлива на 1 км воздушного пути (относительно воздуха). Следовательно, расчет дальности полета, произведенный по формуле (30), справедлив только при безветрии. Если же есть ветер, то, в зависимости от его направления и скорости, дальность полета изменяется. На изменение метеорологических условий полета выделяется так называемый навигационный запас топлива, который составляет 10—15% от потребного. Так как потребная для горизонтального полета мощность зависит от веса вертолета и высоты полета, то с увеличением веса километровый расход топлива увеличивается, а дальность уменьшается. Для точного расчета дальности берут средний полетный вес

$$G_{\text{ср}} = G_{\text{взл}} + G_{\text{топл}} \frac{1}{2},$$

где  $G_{\text{взл}}$  — взлетный вес;

$G_{\text{топл}}$  — запас топлива для горизонтального полета.

С увеличением высоты наивыгоднейшая скорость несколько увеличивается, а потребная мощность уменьшается, поэтому километровый расход топлива также уменьшается. Но на набор большей высоты затрачивается больше топлива. Практически наибольшая дальность полета без учета ветра достигается на высоте от 1000 до 2000 м. У вертолета Ми-1 минимальный километровый расход топлива 0,56 л/км на высоте 1000 м при скорости полета по прибору 130 км/ч. Дальность полета при таком расходе топлива 370 км.

### **Вопросы и ответы для программированного контроля**

**Вопрос 1.** Как должна меняться развиваемая тяга несущего винта при увеличении скорости горизонтального полета вертолета?

**Ответ 1.** При увеличении скорости горизонтального полета увеличивается потребная тяга. Следовательно, для увеличения скорости надо увеличивать и располагаемую тягу. Кроме этого, надо увеличивать угол наклона вектора силы тяги относительно вертикали, для того чтобы увеличить движущую силу  $P$  и оставить неизменной подъемную силу  $Y$ .

**Ответ 2.** Тяга, потребная для горизонтального полета, при увеличении скорости увеличивается. Располагаемая тяга с увеличением скорости полета также возрастает. Поэтому величину располагаемой тяги надо оставить неизменной, а увеличить угол наклона  $\gamma$  относительно вертикали.

**Ответ 3.** При висении вертолета и при горизонтальном полете с любой скоростью тяга, развиваемая винтом, должна быть равна потребной тяге. Располагаемая тяга или тяга, которую несущий винт развивает при неизменной подводимой мощности, с увеличением скорости полета возрастает быстрее, чем возрастает потребная тяга. Поэтому располагаемую тягу при увеличении скорости полета до экономической надо уменьшать, а при дальнейшем увеличении скорости — увеличивать. Одновременно при увеличении скорости надо увеличивать наклон вектора силы тяги относительно вертикали.

**Вопрос 2.** Как надо изменять мощность двигателя при изменении скорости полета?

**Ответ 1.** При увеличении скорости полета увеличивается мощность, потребная для движения, и мощность, потребная для преодоления профильного сопротивления. Индуктивная мощность уменьшается. Поэтому мощность двигателя не меняется.

**Ответ 2.** При любой скорости полета должно быть равенство потребной и развиваемой мощности. Потребная мощность при увеличении скорости от 0 до  $V_{эж}$  уменьшается, значит на этом диапазоне надо уменьшать и развиваемую мощность двигателя. При увеличении скорости от  $V_{эж}$  до  $V_{max}$  потребная мощность увеличивается, значит надо увеличивать и развиваемую мощность.

**Ответ 3.** При увеличении скорости полета вредное сопротивление вертолета увеличивается пропорционально квадрату скорости, а мощность, потребная для движения, увеличивается пропорционально кубу скорости. Мощность профильного сопротивления с увеличением скорости также возрастает, а индуктивная мощность незначительно уменьшается. Следовательно, мощность, развиваемая двигателем, с увеличением скорости полета должна увеличиваться.

**Вопрос 3.** Как изменяются летные характеристики вертолета при изменении полетного веса?

**Ответ 1.** При увеличении полетного веса мощность, потребная для создания подъемной силы  $Y=G$ , увеличивается. Но для увеличения подъемной силы надо уменьшить угол наклона вектора силы тяги. Вследствие этого уменьшится вредное сопротивление вертолета, что, в свою очередь, приведет к увеличению максимальной скорости горизонтального полета и увеличению диапазона скоростей.

**Ответ 2.** Увеличение полетного веса приводит к увеличению потребной силы тяги. Но так как тяга, развиваемая несущим винтом, с увеличением скорости увеличивается быстрее потребной, то надо уменьшить развиваемую мощность двигателя. Поэтому при увеличении веса вертолета максимальная скорость горизонтального полета, диапазон скоростей и избыток мощности увеличиваются.

**Ответ 3.** При увеличении полетного веса мощность, потребная для горизонтального полета вертолета, увеличивается за счет увеличения индуктивной мощности  $N_i = GV_i$ . Располагаемая мощность от веса вертолета не зависит. Кривая потребной мощности смещается вверх. В результате максимальная скорость горизонтального полета уменьшается, минимальная увеличивается. Диапазон скоростей и избыток мощности уменьшаются.

**Вопрос 4.** Влияние высоты полета и температуры воздуха на летные характеристики вертолета.

**Ответ 1.** Увеличение высоты полета связано с уменьшением плотности воздуха. Это приводит к уменьшению тяги, развиваемой несущим винтом. Так как условием горизонтального полета является равенство  $G=Y$ , то с увеличением высоты нужно увеличивать индуктивную скорость  $V_i$ , тогда будет увеличиваться индуктивная мощность  $N_i = GV_i$ . Кривая потребной мощности смещается вверх при малой скорости полета.

При большой скорости индуктивная мощность увеличивается незначительно, а мощность, потребная для движения, с увеличением высоты уменьшается. Поэтому при большой скорости кривая потребной мощности смещается вниз. В результате такого изменения потребной и располагаемой мощности минимальная и максимальная скорости горизонтального полета до расчетной высоты двигателя увеличиваются. После расчетной высоты максимальная ско-

рость будет уменьшаться. Повышение температуры воздуха равноценно увеличению высоты.

**Ответ 2.** С увеличением высоты мощность, потребная для горизонтального полета вертолета, увеличивается. Мощность, развиваемая двигателем, уменьшается. Кривые потребной мощности смещаются вверх, кривые располагаемой мощности — вниз. В результате такого перемещения кривых максимальная скорость уменьшается, минимальная — увеличивается, диапазон скоростей и запас мощности уменьшаются. Повышение температуры воздуха приводит к уменьшению потребной и располагаемой мощностей.

**Вопрос 5.** Причины ограничения и пути увеличения максимальной скорости горизонтального полета вертолета.

**Ответ 1.** Максимальная скорость горизонтального полета вертолета ограничивается располагаемой мощностью двигателя. На скорости больше максимальной полет невозможен, так как для такого полета требуется мощность большая, чем может развивать двигатель. Для увеличения максимальной скорости на новых вертолетах ставят более мощные газотурбинные двигатели, например на вертолетах Ми-2, Ми-6, Ми-8.

**Ответ 2.** При увеличении скорости горизонтального полета надо увеличивать наклон плоскости вращения несущего винта вперед. Это приводит к уменьшению угла атаки несущего винта. За счет уменьшения угла атаки уменьшается сила тяги винта. Это и является причиной ограничения максимальной скорости. Для увеличения максимальной скорости надо увеличивать число оборотов несущего винта, для чего требуются более мощные газотурбинные двигатели.

**Ответ 3.** Для увеличения скорости полета нужно увеличить силу тяги винта. Если увеличивать силу тяги за счет увеличения числа оборотов, то на лопастях возникают местные скачки уплотнения. Если увеличивать силу тяги за счет шага несущего винта, то увеличиваются углы атаки элементов лопасти в азимуте  $270^\circ$ . Скорость ограничивается возникновением срыва потока на углах атаки больше критического. Для увеличения скорости нужно разгрузить несущий винт путем постановки дополнительного крыла и тянущих винтов, т. е. надо строить комбинированные вертолеты, например Ми-6, винтокрыл Камова и др.

## Глава

## VII

### НАБОР ВЫСОТЫ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

#### § 50. Общая характеристика режима набора высоты по наклонной траектории

Набор высоты по наклонной траектории — это прямолинейный полет вертолета с постоянной скоростью и постоянным углом относительно горизонтальной плоскости.

В этом полете на вертолет действуют сила веса, сила тяги несущего, рулевого винтов и сила вредного сопротивления (рис. 67). Для определе-

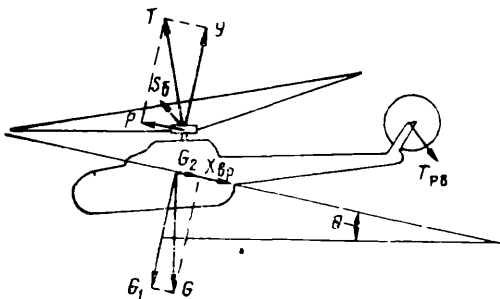


Рис. 67. Силы, действующие на вертолет при наборе высоты

ния условий полета силу веса вертолета можно разложить на составляющие:  $G_1$ , перпендикулярную траектории полета, и  $G_2$ , параллельную траектории полета и направленную в сторону, противоположную движению.

Силу тяги несущего винта также можно разложить на составляющие  $Y$  (подъемная сила),  $P$  (движущая сила),  $S_б$  (боковая сила). Условия установившегося набора высоты выражаются следующими равенствами:

$$Y = G \text{ — (прямолинейный полет и постоянство угла набора высоты);}$$

$$P = G_2 + X_{вр} \text{ — (постоянство скорости);}$$

$$T_{р. в} = S_б \text{ — (отсутствие бокового перемещения вертолета);}$$

$$\Sigma M_{ц. т} = 0 \text{ — (отсутствие вращения вертолета относительно его центра тяжести).}$$

## § 51. Тяга и мощность, потребные для набора высоты

Тягу, потребную для набора высоты, можно определить, пользуясь схемой сил, действующих на вертолет (рис. 67),

$$T_{наб} = \sqrt{Y^2 + P^2} = \sqrt{G_1^2 + (X_{вр} + G_2)^2}, \quad (31)$$

где

$$G_1 = G \cos \theta; \quad G_2 = G \sin \theta.$$

Сравнив формулу (31) с формулой (26), можно сказать, что вредное сопротивление вертолета при наборе высоты практически равно вредному сопротивлению при горизонтальном полете с той же скоростью. Например, при наборе высоты вертолетом Ми-1 ( $V_{наб} = 85 \text{ км/ч}$ ;  $\theta \approx 9^\circ$ ) вредное сопротивление  $X_{вр} = 55 \text{ кг}$ , а при горизонтальном полете  $X_{вр} = 47 \text{ кг}$ . Небольшое увеличение объясняется тем, что при наборе высоты поток воздуха набегает на фюзеляж под большим отрицательным углом, что приводит к увеличению коэффициента силы вредного сопротивления от 0,009 до 0,0097. Подъемная сила при наборе высоты меньше подъемной силы при горизонтальном полете. Движущая сила при наборе высоты будет больше движущей силы при горизонтальном полете на величину  $G \sin \theta$ . Следовательно, в формуле (31) первый член подкоренного выражения меньше, чем в формуле (26), а второй член больше второго члена формулы (26). Поэтому тяга, потребная для набора высоты по наклонной траектории, практически не отличается от тяги, потребной для горизонтального полета с той же скоростью.

Если вертолет выполняет висение, то он может набирать высоту по наклонной траектории. Этот вывод подтверждается тем, что на режиме косога обтекания появляется избыток тяги (рис. 68). Следовательно, даже при некотором недостатке тяги для висения (пунктирная линия на рис. 68) возможен набор высоты по наклонной траектории со скоростью больше минималь-

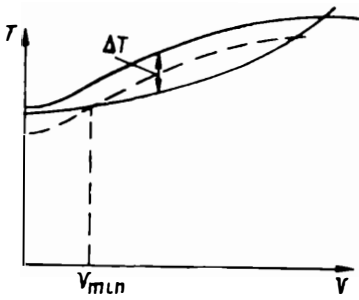


Рис. 68. Изменение потребной и располагаемой тяги от скорости

При наборе высоты  $N_{пр}$  не будет отличаться от профильной мощности горизонтального полета, если число оборотов и скорость полета одинаковы.

Индуктивная мощность при наборе высоты практически равна индуктивной мощности горизонтального полета, так как

$$N_i = YV_i, \text{ а } Y_{наб} = G \cos \theta \approx G.$$

Но мощность, потребная для движения при наборе высоты, значительно отличается от мощности движения горизонтального полета

$$N_{дв} = PV_{наб} = (X_{вр} + G_2) V_{наб} = X_{вр} V_{наб} + G_2 V_{наб}.$$

Если  $V_{наб} = V_{г}$ , то  $X_{вр} V_{наб} \approx N_{двг}$ , так как

$$X_{врнаб} = X_{врг},$$

то, приравняв

$$G_2 V_{наб} = \Delta N,$$

получим

$$N_{двнаб} = N_{двг} + \Delta N.$$

Набор высоты возможен в том случае, если имеется избыток мощности  $\Delta N$  (т. е. располагаемая мощность превышает мощность, потребную для горизонтального полета)

$$N_{наб} = N_{г} + \Delta N. \quad (32)$$

## § 52. Вертикальная скорость набора высоты

При наборе высоты центр тяжести вертолета движется по траектории полета со скоростью  $V_{наб}$ . Вектор скорости набора высоты можно представить как векторную сумму

$$\vec{V}_{наб} = \vec{V}_{г} + \vec{V}_{y},$$

где  $\vec{V}_{г}$  — горизонтальная составляющая скорости;

$\vec{V}_{y}$  — вертикальная скорость набора.

ной скорости горизонтального полета. Это обстоятельство используется при взлете вертолета по-самолетному.

Мощность, потребная для набора высоты, определяется по той же формуле, что и мощность, потребная для горизонтального полета,

$$N_{наб} = N_{дв} + N_i + N_{пр}.$$

Но в этой формуле слагаемые будут отличаться от слагаемых мощности, потребной для горизонтального полета.



Горизонтальная составляющая скорости равна  $V_{\text{наб}} \cos \theta$ , но так как угол набора обычно небольшой и не превышает  $10^\circ\text{--}12^\circ$ , то  $V_{\text{г}} \approx V_{\text{наб}}$ . А это означает, что на горизонтальное перемещение вертолета при наборе высоты затрачивается такая же мощность, как и при горизонтальном полете с той же скоростью.

Анализируя с этой точки зрения формулу (32), мы можем сказать, что избыток мощности  $\Delta N = G V_y$  расходуется на вертикальное перемещение вертолета. Отсюда, зная вес вертолета и избыток мощности, определяем вертикальную скорость

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

Избыток мощности можно определить по кривым потребной и располагаемой мощности горизонтального полета вертолета (см. рис. 63, а). Наибольший избыток мощности соответствует экономической скорости (для Ми-1  $V_{\text{эк}} = 80 \text{ км/ч}$  или около  $23 \text{ м/сек}$ ). Поэтому высоту надо набирать на экономической скорости. Кроме того, по кривым потребной и располагаемой мощностей вертолета Ми-1 можно заключить, что вертикальный набор высоты при использовании номинальной мощности двигателя невозможен. Это означает, что статический потолок при использовании номинальной мощности равен нулю, т. е. висение вертолета возможно только в зоне влияния воздушной подушки.

При использовании взлетной мощности возможен вертикальный набор высоты, но скорость набора будет значительно меньше, чем при наборе высоты по наклонной траектории. Следовательно, этим еще раз подтверждается, что высоту надо набирать по наклонной траектории. Вертикальный набор высоты выполняется только в том случае, если необходимо подняться выше окружающих препятствий. Необходимо учитывать, что взлетную мощность двигателя разрешается использовать кратковременно, не более пяти минут.

Увеличение высоты полета связано с изменением потребной и располагаемой мощностей, а следовательно, с изменением вертикальной скорости набора высоты.

### **§ 53. Изменение вертикальной скорости по высоте**

Если подсчитать мощность, потребную для горизонтального полета вертолета на разных высотах, и построить графики этих мощностей, и по высотной характеристике двигателя определить располагаемые мощности на разных высотах, то по этим графикам можно сделать важные выводы об изменении по высоте летных характеристик вертолета.

Рассмотрим такие графики для вертолета Ми-1 (рис. 69, а). Из них видно:

1) при скорости полета меньше наивыгоднейшей кривые потребной мощности смещаются вверх;

2) при скорости полета больше наивыгоднейшей эти кривые смещаются вниз;

3) линии располагаемой мощности до расчетной высоты 2000 м смещаются вверх, после нее — вниз; подобное смещение вызывает увеличение максимальной скорости до расчетной высоты и уменьшение на высотах больше расчетной;

4) происходит увеличение минимальной скорости и увеличение, а затем уменьшение запаса мощности (см. табл.). Эти данные мы получили при использовании номинальной мощности двигателя. Если использовать взлетную мощность, то до высоты около 1000 м возможно выполнять вертикальный набор высоты, а максимальная скорость у земли будет около 210 км/ч.

**Изменение летных характеристик по высоте**

<i>H</i> , м	$V_{\max}$ , км/ч	$V_{\min}$ , км/ч	$\Delta N$ , л. с.	$V_y$ , км/ч
0	166	18	100	3,4
2000	180	25	110	3,8
3000	169	40	63	2,2
4000	150	58	30	1

По табличным данным можно построить два графика, характеризующих летные свойства вертолета:

график зависимости вертикальной скорости от высоты;

график изменения по высоте максимальной и минимальной скорости.

График зависимости вертикальной скорости от высоты (рис. 69, б) показывает, что до расчетной высоты двигателя вертикальная скорость набора увеличивается. После расчетной — уменьшается.

Высота, на которой вертикальная скорость набора высоты при полете по наклонной траектории равна нулю, называется динамическим потолком вертолета. Точнее говоря, такая высота называется теоретическим динамическим потолком. Так как вертолет не поднимается на такую высоту, то пользуются понятием практического потолка, на котором вертикальная скорость набора равна 0,5 м/сек. График изменения максимальной и минимальной скоростей (рис. 69, в) показывает увеличение максимальной скорости горизонтального полета вертолета при увеличении высоты от нуля до расчетной высоты двигателя. На высотах больше расчетной максимальная скорость уменьшается. Минимальная скорость при увеличении высоты увеличи-

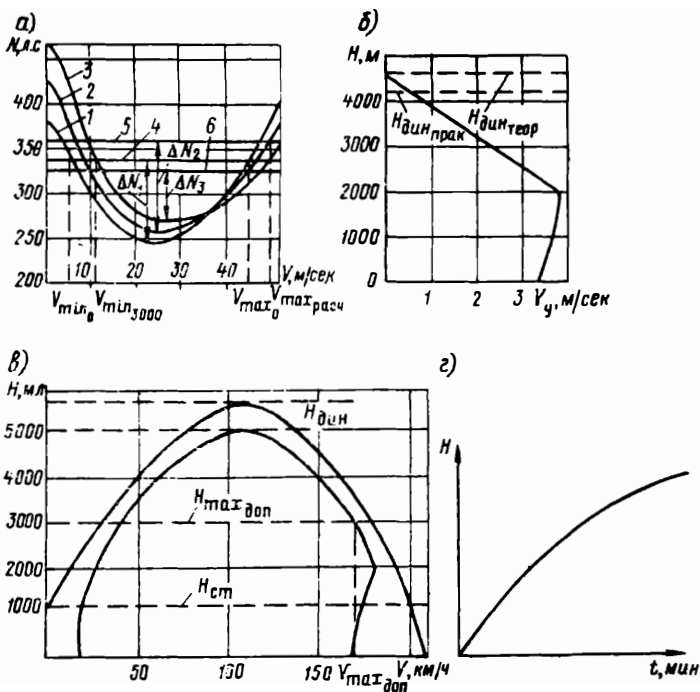


Рис. 69. Аэродинамические характеристики вертолета:  
 1, 2, 3 —  $N_T$ ; 4 —  $N_{расч}$  при  $H=0$ ; 5 —  $N_{расч}$  при  $H=2000$  м;  
 6 —  $N_{расч}$  при  $H=3000$  м

вается. На высоте динамического потолка вертолет может выполнять полет только с одной скоростью, которая будет одновременно и максимальной и минимальной. При полете на высоте, меньшей динамического потолка, у вертолета имеется диапазон скоростей в горизонтальном полете от минимальной до максимальной.

На рис. 69, в показаны две кривые: одна из них соответствует полету с использованием номинальной мощности двигателя, другая — с использованием взлетной мощности двигателя. В последнем случае виден статический потолок вертолета, т. е. наибольшая высота висения вертолета вне влияния воздушной подушки.

График, показывающий изменение максимальной и минимальной скоростей горизонтального полета по высотам, называют аэродинамическим паспортом вертолета. Этот паспорт характеризует летные данные вертолета. Во многих случаях летные данные имеют различные ограничения, обеспечивающие прочность конструкции или допустимый уровень вибраций. Так, у вертолета Ми-1 максимальная скорость полета не должна превышать 170 км/ч на высотах от 0 до 3000 м.

Потолок вертолета Ми-1 ограничен высотой 3000 м.

При летных испытаниях и в специальных полетах на вертолете Ми-1 установлены рекорды скорости для легких вертолетов ( $V=210$  км/ч и  $H \approx 6000$  м).

Если по вертикальной скорости набора рассчитать время подъема на разную высоту, то можно построить так называемую барограмму набора высоты, которая также характеризует летные свойства вертолета (рис. 69, з).

## Глава

## VIII

### СНИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

#### § 54. Общая характеристика режима снижения

Режимом снижения вертолета с работающим двигателем называется прямолинейный полет с постоянной скоростью по наклонной траектории. Особенностью этого режима является возможность управления вертикальной скоростью снижения и скоростью по траектории путем изменения мощности, подводимой к несущему винту.

На этом режиме на вертолет действуют следующие силы: веса, тяги несущего винта, вредного сопротивления, тяги рулевого винта (рис. 70).

Движение вертолета происходит по траектории, которая наклонена к горизонту на угол  $\theta$ , называемый углом снижения.

Разложим силу веса  $G$  и силу тяги несущего винта  $T$  на составляющие, перпендикулярные и параллельные траектории полета. Получим составляющие силы веса  $G_1 = G \cos \theta$  и  $G_2 = G \sin \theta$ . Составляющими тяги несущего винта будут подъемная сила  $Y$ , перпендикулярная траектории полета, и сила  $P_x$ ,

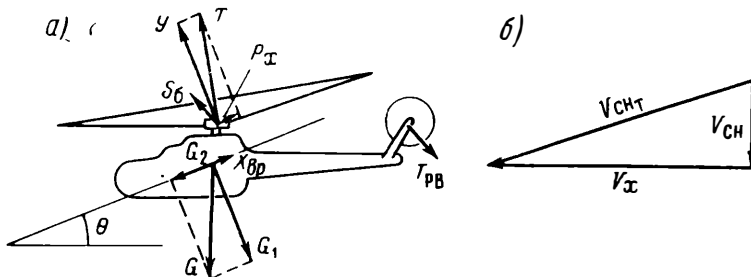


Рис. 70. Силы, действующие на вертолет при снижении

параллельная этой траектории. Сила  $P_x$  может быть направлена против движения вертолета и по направлению этого движения.

Направление силы  $P_x$  зависит от положения оси конуса и плоскости вращения несущего винта. Если ось конуса перпендикулярна к траектории, то  $P_x=0$ . Если ось конуса относительно перпендикуляра наклонена назад, то  $P_x$  будет направлена против движения вертолета и будет тормозить его. Если ось конуса отклонена вперед, то сила  $P_x$  будет направлена по движению и вместе с составляющей  $G_2$  будет являться движущей силой. Направление оси конуса связано с положением плоскости вращения винта, а следовательно, с углом атаки несущего винта. Чаще всего угол атаки несущего винта близок к нулю или имеет небольшую отрицательную величину. При полете с большим углом снижения угол атаки положительен и сила  $P_x$  направлена в сторону, противоположную движению.

Установившийся полет со снижением возможен при следующих условиях:

$$Y = G_1 = G \cos \theta; \quad (33)$$

$$G_2 = X_{вр} \pm P_x; \quad (34)$$

$$T_{р.в} = S_0;$$

$$\sum M_{ц.т} = 0.$$

Первое условие обеспечивает прямолинейность полета и постоянство угла снижения. Следовательно, изменяя подъемную силу  $Y$ , можно изменять угол снижения вертолета. При увеличении подъемной силы угол снижения уменьшается, при уменьшении — увеличивается. Второе условие обеспечивает постоянство скорости вертолета. Сравним эти условия с условиями набора высоты по наклонной траектории.

Первое условие одинаково и при снижении и при наборе высоты. Вторые условия принципиально отличаются друг от друга: при наборе высоты движущей силой является составляющая тяги несущего винта  $P$ , а при снижении этой силой будет составляющая силы веса  $G_2$ . Составляющая силы тяги  $P_x$  может быть или частью движущей силы или частью тормозящей силы, в зависимости от положения оси конуса несущего винта. Третье и четвертое условия снижения аналогичны этим же условиям других режимов полета.

## § 55. Тяга и мощность, потребные для снижения вертолета

Тяга, развиваемая несущим винтом при полете по наклонной траектории, должна обеспечить необходимые величины подъемной силы  $Y$  и ее составляющей  $P_x$ , параллельной траектории движения. Согласно схеме сил, действующих на вертолет, сила тяги

$T = \sqrt{Y^2 + P_x^2}$ . По формуле (33) найдем  $Y = G_1 = G \cos \theta$ , а по формуле (34)  $\pm P_x = G_2 - X_{вр} = G \sin \theta - X_{вр}$ , тогда

$$T = \sqrt{(G \cos \theta)^2 + (G \sin \theta - X_{вр})^2}. \quad (35)$$

Так как в большинстве случаев угол снижения  $\theta$  мал (меньше  $10^\circ$ ), то  $\cos \theta \approx 1$ . Значит, первый член подкоренного выражения в формуле (35) близок к единице, а второй член — к нулю. Отсюда можно сделать вывод, что тяга, необходимая для снижения вертолета по наклонной траектории, будет практически равна весу вертолета. При больших углах снижения, когда угол  $\theta$  приближается к  $90^\circ$ , первый член подкоренного выражения (35) стремится к нулю, а разность  $G \sin \theta - X_{вр}$  по величине приближается к весу, т. е.  $T \approx G$ .

При изучении вертикального снижения вертолета мы пришли к такому же выводу. Сравнивая потребную силу тяги на разных режимах полета вертолета, можно сказать, что тяга, необходимая для полета на любом режиме, практически равна весу вертолета.

Мощность, необходимая для снижения по наклонной траектории, состоит из трех частей: мощности движения  $N_{дв}$ , мощности, необходимой для создания подъемной силы, или индуктивной  $N_i$  и мощности, необходимой для преодоления профильного сопротивления  $N_{пр}$ . Если при снижении скорость и число оборотов такие же, как и в горизонтальном полете, то профильная мощность в обоих случаях одинакова. Индуктивная мощность определяется по формуле  $N_i = YV_i = G \cos \theta V_i$  и при углах снижения до  $10^\circ$  практически равна индуктивной мощности при горизонтальном полете, так как в этом случае  $\cos \theta \approx 1$ .

Мощность движения при снижении на наклонной траектории определяется по формуле

$$N_{дв} = P_x V \quad (36)$$

Из формулы (34)  $G_2 = X_{вр} \pm P_x$ . Если сила  $P_x$  направлена по движению вертолета, то  $P_x = X_{вр} - G_2$ . Тогда равенство (36) можно записать в виде

$$N_{дв} = (X_{вр} - G_2) V = X_{вр} V - G_2 V$$

Сила вредного сопротивления при снижении и при горизонтальном полете (при неизменной скорости) практически равны. Следовательно,

$$X_{вр} V = N_{двг}.$$

Обозначим  $G_2 V = \Delta N$ , тогда

$$N_{двсн} = N_{двг} - \Delta N, \quad (37)$$

т. е. мощность, необходимая для снижения, меньше мощности, потребной для горизонтального полета. Сравнивая формулы (28), (32), (37), можно сказать, что наибольшая мощность требуется

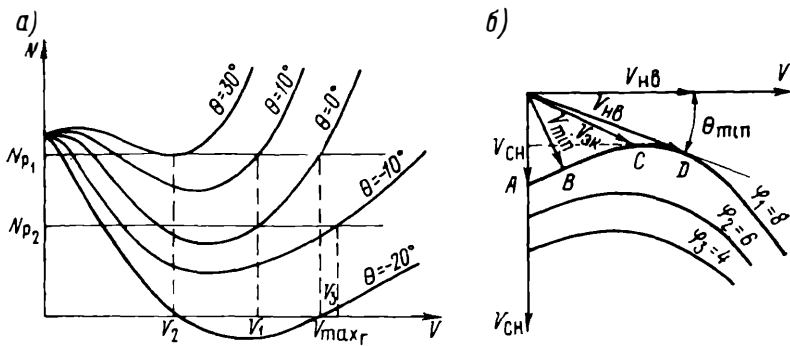


Рис. 71. Зависимость потребной мощности от скорости полета при различных углах набора высоты и снижения

для полета с набором высоты и наименьшая — для полета со снижением. Наглядно зависимость потребной мощности от скорости на разных режимах полета можно выразить с помощью сетки Жуковского, или кривых потребных мощностей для разных режимов полета, которые строятся для определенной высоты (рис. 71, а).

### § 56. Скорость снижения вертолета с работающим двигателем

При наклонном снижении скорость вертолета по траектории и вертикальная скорость могут меняться от нуля до предельно допустимой. Согласно второму условию снижения скорость по траектории будет постоянной, если  $G_2 = X_{вп} \pm P_x$ . Меняя величину и направление  $P_x$ , можно изменять и скорость полета. Так как  $P_x$  зависит от положения оси конуса вращения несущего винта, то при изменении этого положения изменяется скорость вертолета по траектории. Скорость движения вертолета по траектории связана с вертикальной скоростью снижения следующим образом (рис. 70, б)

$$V_{сн} = V_{сн_т} \sin \theta. \quad (38)$$

Вертикальная скорость замеряется с помощью специального прибора — вариометра. Как видно из рисунка и формулы (38), эта скорость зависит от скорости по траектории и угла снижения. Угол снижения зависит от величины подъемной силы  $Y$ , а скорость снижения от силы  $P_x$ , следовательно, от величины подводимой к винту мощности. Используя сетку Жуковского, можно определить скорости вертолета.

Если на сетке Жуковского провести линии располагаемой мощности для данной высоты  $N_{p1}$ ;  $N_{p2}$ , то точки пересечения их

с кривыми потребной мощности для разных режимов будут соответствовать определенным скоростям полета по траектории. Так, при пересечении линии  $N_{p1}$  с кривыми потребной мощности можно определить максимальную скорость горизонтального полета вертолета  $V_{\max}$ ; скорость набора высоты  $V_1$  при  $\theta=10^\circ$ ; скорость набора высоты  $V_2$  при  $\theta=30^\circ$  и т. д. Проведя линию  $N_{p2}$ , найдем скорость снижения  $V_3$  при  $\theta=-10^\circ$ . Для определения скоростей с большими углами снижения нужно проводить другие линии располагаемых мощностей, т. е. использовать меньшие мощности двигателя.

Часто в аэродинамическом расчете определяют для некоторой средней высоты и определенного полетного веса углы снижения и скорости по траектории. Такие расчеты выполняют для разных значений шага несущего винта, например,  $\varphi_1$ ;  $\varphi_2$ ;  $\varphi_3$ . По результатам такого расчета строят графики — указательницу траекторий снижения вертолета с работающим двигателем (рис. 71, б).

На этом графике каждая точка кривой соответствует определенной скорости по траектории, если эту скорость отложить в виде вектора от начала координат. На горизонтальной оси будет горизонтальная составляющая скорости  $V_x = V_{\text{сн.т}} \cos \theta$ , а на оси ординат вертикальная скорость снижения  $V_{\text{сн}} = V_{\text{сн.т}} \sin \theta$ . Вертикальная скорость измеряется в *м/сек*, а горизонтальная — в *км/ч*. Скорость по траектории можно определить, если вектор этой скорости перенести на горизонтальную ось графика. Рассмотрим несколько характерных точек на указательнице.

Точка *A* находится на пересечении указательницы (при  $\varphi_1=8^\circ$ ) с осью ординат. Она соответствует скорости вертолета при вертикальном снижении с работающим двигателем. Если эта скорость больше 3 *м/сек*, то возможен переход на режим вихревого кольца, а этого допускать нельзя. Значит, необходимо увеличить шаг  $\varphi$  и мощность двигателя.

Точка *B* соответствует снижению при минимально допустимой скорости по траектории, точка *C* соответствует снижению при минимальной вертикальной скорости. Скорость по траектории в этом случае соответствует экономической скорости горизонтального полета вертолета. Точка *D* соответствует полету с минимальным углом снижения  $\theta_{\min}$ , а скорость по траектории в этом случае будет равна наиболее выгодной скорости горизонтального полета вертолета.

### **Вопросы и ответы для программированного контроля**

**Вопрос 1.** Что называется подъемной силой и как она изменяется на разных режимах полета?

**Ответ 1.** Подъемной силой называется часть силы тяги, развиваемая несущим винтом и направленная перпендикулярно к траектории полета. При горизонтальном полете подъемная сила равна весу вертолета  $Y=G$ . При наборе высоты и при снижении по наклонной траектории подъемная сила будет меньше веса, т. е.  $Y=G_1=G \cos \theta$ .



**Ответ 2.** Подъемной силой вертолета называется сила, равная силе тяги несущего винта. При горизонтальном полете подъемная сила  $Y = G = T$ , при наборе высоты она больше веса вертолета, при наклонном снижении — меньше веса.

**Ответ 3.** Подъемной силой называется часть силы тяги несущего винта, которая уравнивает нормальную составляющую силы веса. При горизонтальном полете подъемная сила равна весу вертолета. При наборе высоты и наклонном снижении подъемная сила меньше веса.

**Вопрос 2.** Тяга, необходимая для различных режимов полета, и ее изменение при различных режимах.

**Ответ 1.** Тягой, необходимой для данного режима, называется сила, необходимая для обеспечения полета по заданной траектории с необходимой скоростью. При неизменной скорости необходимая тяга практически одинакова как при горизонтальном полете, так и при полете с набором высоты и со снижением.

**Ответ 2.** Тягой, необходимой для данного режима полета, называется сила, необходимая для уравнивания веса самолета и создания движущей силы. При наборе высоты необходимая тяга будет значительно больше, а при снижении значительно меньше, чем при горизонтальном полете.

**Ответ 3.** Тягой, необходимой для данного режима, называется сила, необходимая для преодоления вредного сопротивления. При постоянной скорости потребная тяга будет неизменной как при горизонтальном полете, так и при наклонном наборе высоты и при наклонном снижении.

**Вопрос 3.** Мощность, необходимая для набора высоты и для снижения вертолета по наклонной траектории.

**Ответ 1.** Мощность, необходимая для набора высоты и для снижения, состоит из трех частей: мощности, необходимой для преодоления профильного сопротивления; для горизонтального передвижения вертолета; для вертикального передвижения вертолета.

При полете с постоянной скоростью профильная мощность на всех режимах остается неизменной. Мощность, необходимая на горизонтальное перемещение, также остается неизменной как при горизонтальном полете, так и при наборе высоты и при снижении. Мощность, расходуемая на вертикальное перемещение, будет больше при наборе высоты и меньше при снижении. Сумма всех этих частей, т. е. мощность для данного режима, будет практически одинакова на всех режимах и изменяется при изменении скорости полета.

**Ответ 2.** Мощность, необходимая для набора высоты и для снижения по наклонной траектории, состоит из трех частей: мощности, необходимой для преодоления профильного сопротивления; для создания подъемной силы, равной весу вертолета; для преодоления вредного сопротивления вертолета.

Профильная мощность при полете с неизменной скоростью остается постоянной на всех режимах. Мощность, необходимая для создания подъемной силы при наборе высоты, будет больше, а при снижении меньше, чем при горизонтальном полете. Если скорость неизменная, то и мощность, необходимая для преодоления вредного сопротивления, будет неизменной. Следовательно, мощность, необходимая для набора, больше мощности горизонтального полета, а мощность, необходимая для снижения, меньше.

**Ответ 3.** Мощность, необходимая для набора высоты и для снижения по наклонной траектории, состоит из трех частей: мощности, необходимой для преодоления профильного сопротивления; для создания подъемной силы и для движения вертолета по заданной траектории.

Профильная мощность остается практически неизменной, если не меняются обороты несущего винта на разных режимах полета. Индуктивная мощность при наборе высоты и при снижении (углы набора и снижения не превышают  $10^\circ$ ) остается неизменной и практически равной индуктивной мощности при горизонтальном полете. Мощность, необходимая для движения при наборе

высоты, больше мощности, потребной для движения при горизонтальном полете на величину избытка мощности  $\Delta N$ , т. е.  $N_{\text{наб}} = N_{\Gamma} + \Delta N$ , а мощность, потребная для движения при снижении, меньше мощности, потребной для горизонтального полета на величину  $\Delta N$ .

**Вопрос 4.** Вертикальная скорость набора высоты и ее изменение при изменении скорости и высоты полета.

**Ответ 1.** Вертикальной скоростью набора высоты называется высота, которую вертолет набирает за одну секунду. Она зависит от избытка мощности и от веса вертолета. При увеличении скорости полета и при увеличении высоты вертикальная скорость уменьшается.

**Ответ 2.** Вертикальной скоростью набора высоты называется высота, которую вертолет набирает в единицу времени. Она зависит от избытка мощности и от веса вертолета. При увеличении скорости полета от нуля до экономической избыток мощности увеличивается. Следовательно, будет увеличиваться вертикальная скорость. При дальнейшем увеличении скорости по траектории вертикальная скорость уменьшается.

При увеличении высоты полета от нуля до расчетной высоты двигателя вертикальная скорость набора увеличивается. На высотах больше расчетной она уменьшается.

**Ответ 3.** Вертикальной скоростью набора высоты называется высота, которую вертолет набирает за одну секунду. Эта скорость будет тем больше, чем больше избыток мощности  $\Delta N$  и чем меньше вес вертолета. При увеличении скорости полета избыток мощности уменьшается, следовательно, уменьшается и вертикальная скорость. При увеличении высоты полета уменьшается располагаемая мощность и избыток мощности.

Значит, чем больше высота, тем меньше вертикальная скорость набора. Высота, на которой вертикальная скорость набора равна нулю, называется динамическим потолком вертолета.

**Вопрос 5.** Вертикальная скорость снижения вертолета и от чего она зависит.

**Ответ 1.** Вертикальной скоростью снижения называется высота, которую вертолет теряет за одну секунду, т. е.  $V_{\text{сн}} = V_{\text{сн.т}} \sin \theta$ . Она зависит от скорости по траектории и от угла снижения. Скорость полета по траектории зависит от составляющей силы тяги несущего винта  $\pm P_x$ , направленной параллельно траектории полета. Угол снижения зависит от подъемной силы  $Y$ , т. е. от величины шага несущего винта.

Чем больше шаг несущего винта при неизменных оборотах и чем больше наклон оси конуса назад, тем меньше угол снижения, скорость по траектории и вертикальная скорость снижения вертолета.

**Ответ 2.** Вертикальной скоростью снижения называется высота, которую вертолет теряет за одну секунду  $V_{\text{сн}} = V_{\text{сн.т}} \sin \theta$ . Эта скорость зависит от скорости по траектории  $V_{\text{сн.т}}$  и от угла снижения. Скорость по траектории будет тем больше, чем больше движущая сила  $G_2$ , которая является частью силы веса вертолета ( $G_2 = G \sin \theta$ ).

Значит, чем больше угол снижения, тем больше движущая сила  $G_2$ , больше скорость полета  $V_{\text{сн.т}}$  и больше вертикальная скорость снижения.

**Ответ 3.** Вертикальной скоростью снижения называется высота, которую вертолет теряет за одну секунду ( $V_{\text{сн}} = V_{\text{сн.т}} \sin \theta$ ). Она тем больше, чем больше скорость по траектории и чем больше угол снижения. Вертикальная скорость по траектории зависит от движущей силы  $G_2$  и силы вредного сопротивления  $X_{\text{вп}}$ . Чем больше угол снижения, тем больше движущая сила  $G_2 = G \sin \theta$ .

Чем больше угол между продольной осью фюзеляжа и траекторией полета, тем больше сила вредного сопротивления и тем меньше скорость по траектории. Значит, изменяя положение фюзеляжа вертолета относительно траектории полета и угол снижения, можно изменять скорость полета по траектории и вертикальную скорость снижения.

## ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

### § 57. Вертикальное снижение

До сих пор мы рассматривали полет вертолета при работающем двигателе. Сила тяги, развиваемая несущим винтом, выполняет при таком полете функции подъемной и движущей сил. Но если двигатель неисправен, как в этом случае продолжать полет?

При отказе двигателя вертолет может продолжать полет только со снижением (вертикально вниз или по наклонной траектории). Движущей силой при таком полете будет сила веса или ее составляющая, параллельная траектории полета. Несущий винт будет вращаться, но крутящий момент подводится к винту не от двигателя, он создается аэродинамическими силами, действующими на лопасти винта. Рассмотрим вначале полет вертолета на режиме самовращения по вертикальной траектории (рис. 72).

При установившемся вертикальном снижении на режиме самовращения несущего винта на вертолет действуют сила веса  $G$ , сила тяги несущего винта  $T$ , сила сопротивления несущих частей вертолета  $X$  и сила тяги рулевого винта  $T_{р.в.}$ . Вертолет движется вертикально вниз со скоростью  $V_{сн}$ . Навстречу на вертолет набегают невозмущенный поток с той же скоростью. Проходя через площадь, ометаемую несущим винтом, он подвергается воздействию лопастей. Лопасти вращающегося винта стремятся отбросить набегающий поток вниз. Но так как вертикальная скорость потока  $V_{сн}$  больше индуктивной скорости  $V_i$ , которую создают лопасти несущего винта, то получается не отбрасывание потока, а только его торможение. В результате такого торможения скорость потока над винтом  $V_1$  меньше вертикальной скорости снижения и равна разности  $V_1 = V_{сн} - V_i$ . Следовательно, секундная масса воздуха, протекающего через площадь, ометаемую винтом, получает отрицательный прирост количества движения  $m_S V_i$ , который согласно закону сохранения количества движения будет равен секундной тяге несущего винта, т. е.  $T = m_S V_i$ , но  $m_S = V_{сн} F \rho$ , тогда

$$T = F V_{сн} \rho V_i. \quad (39)$$

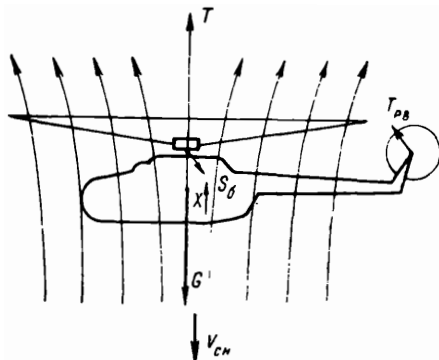


Рис. 72. Вертикальное снижение на режиме самовращения несущего винта

Таким образом, тяга несущего винта на режиме самовращения будет тем больше, чем больше вертикальная скорость снижения и индуктивная скорость торможения потока.

Исходя из схемы сил, действующих на вертолет, выясним условия установившегося снижения на режиме самовращения. Эти условия выразятся следующими равенствами:

$$G = T + X;$$

$$T_{p. в} = S_0;$$

$$\Sigma M_{ц. т} = 0.$$

Первое условие обеспечивает постоянство скорости снижения вертолета. Сила  $X$  является лобовым сопротивлением всех несущих частей вертолета и действует в направлении силы тяги, следовательно, она тормозит движение вертолета вниз и поэтому ее в этом случае нельзя называть силой вредного сопротивления. Чем больше будет сила  $X$ , тем меньше вертикальная скорость снижения. Но сила лобового сопротивления несущих частей сравнительно невелика и не оказывает значительного влияния на вертикальную скорость снижения, поэтому ею можно пренебречь. Тогда первое условие выразится приближенным равенством

$$G \approx T \quad (40)$$

Для соблюдения этого условия необходимо, чтобы вертолет снижался с определенной вертикальной скоростью. Формула (39) показывает, что силу тяги, равную весу вертолета, можно получить при меньшей вертикальной скорости, если увеличить индуктивную скорость за счет увеличения шага несущего винта. Но шаг несущего винта на режиме самовращения нельзя увеличивать произвольно. Его величина должна быть строго определенной.

Экспериментальной аэродинамикой установлено, что тяга несущего винта на режиме самовращения примерно равна полной аэродинамической силе  $R$  плоской пластинки, имеющей площадь, равную площади, ометаемой несущим винтом при угле атаки  $90^\circ$  (рис. 73).

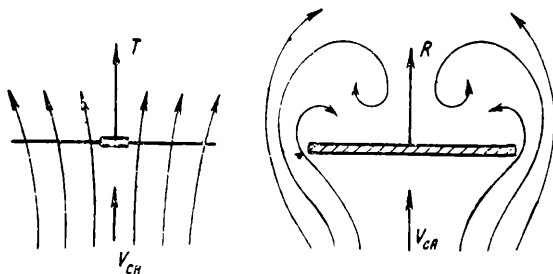


Рис. 73. Сила тяги на режиме самовращения несущего винта

Поэтому тягу винта можно определить по формуле полной аэродинамической силы

$$T = R = C_R F \frac{\rho V_{\text{сн}}^2}{2}, \quad (41)$$

где  $C_R$  — коэффициент полной аэродинамической силы плоской пластинки, равный 1,2;

$V_{\text{сн}}$  — вертикальная скорость снижения вертолета.

Используя равенства (40) и (41), найдем вертикальную скорость снижения вертолета

$$V_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{2G}{C_R F \rho}}$$

Так как  $\frac{G}{F} = P$  (удельная нагрузка на единицу площади, ометаемой винтом), то формула примет вид

$$V_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{2P}{C_R \rho}} \quad (42)$$

Из этой формулы видно, что вертикальная скорость снижения вертолета зависит от удельной нагрузки на площадь, ометаемую винтом (от веса вертолета), и от плотности воздуха, а следовательно, от высоты полета. При увеличении удельной нагрузки (веса вертолета) вертикальная скорость снижения увеличится. Эту зависимость можно выразить формулой

$$V_{\text{сн}_2} = V_{\text{сн}_1} \sqrt{\frac{G_2}{G_1}},$$

где  $V_{\text{сн}_2}$  — вертикальная скорость при весе вертолета  $G_2$ ;

$V_{\text{сн}_1}$  — вертикальная скорость при весе вертолета  $G_1$ .

При увеличении высоты полета уменьшается плотность воздуха, значит вертикальная скорость снижения увеличится, что можно выразить равенством

$$V_{\text{сн}_H} = V_{\text{сн}_0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \quad (43)$$

где  $V_{\text{сн}_H}$  — вертикальная скорость на высоте  $H$ ;

$V_{\text{сн}_0}$  — вертикальная скорость у земли;

$\Delta$  — относительная плотность воздуха.

Формулу (42) можно упростить, если принять во внимание, что  $G_R = 1,2$ ; а  $\rho_0 \frac{1}{8} \text{ кг/сек}^2/\text{м}^4$ . Подставив эти значения в формулу (42), получим

$$V_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{2P}{C_R \rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 8P}{1,2}} \approx 3,6 \sqrt{P}. \quad (44)$$

Найдем вертикальную скорость снижения вертолета Ми-1 на режиме самовращения, если

$$G = 2200 \text{ кг}; \quad F = 162 \text{ м}^2; \quad P = \frac{2200}{162} = 13,6 \text{ кг/м}^2.$$

Тогда  $V_{\text{сн}} = 3,6 \sqrt{13,6} = 13,3 \text{ м/сек}$ . Как показывает ответ, даже при небольшой удельной нагрузке получили большую вертикальную скорость снижения. Есть вертолеты, у которых удельная нагрузка на несущий винт достигает величины  $25 \text{ кг/м}^2$ . У таких вертолетов вертикальная скорость снижения равна  $18 \text{ м/сек}$  или  $65 \text{ км/ч}$ .

Используя формулу, найдем скорость снижения вертолета Ми-1 на высоте  $H=3000 \text{ м}$ , где  $\Delta=0,742$ .

$$V_{\text{сн}H} = V_{\text{сн}0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} = 13,3 \sqrt{\frac{1}{0,742}} = 15,5 \text{ м/сек}.$$

Таким образом, при вертикальном снижении на режиме самовращения несущего винта вертолет движется с большой скоростью, и посадка небезопасна. На режиме самовращения условия установившегося полета принципиально отличаются от условий полета с работающим двигателем. Отличие состоит в том, что на режиме самовращения отсутствует реактивный момент несущего винта. Аэродинамические силы лопастей не тормозят вращение винта, а наоборот, создают крутящий момент. Поэтому вертолет, в отличие от полета при работающем двигателе, будет разворачиваться вокруг вертикальной оси в направлении вращения несущего винта. Для устранения этого разворота рулевой винт должен создавать тягу, направленную в сторону, обратную его тяге при полете с работающим двигателем. Боковая сила тяги несущего винта  $S_b$  также должна иметь обратное направление по сравнению с боковой силой при полете с работающим двигателем.

## § 58. Аэродинамические силы лопасти

Для того чтобы понять сущность работы несущего винта на режиме самовращения, необходимо рассмотреть аэродинамические силы, возникающие на элементе лопасти. Каждый элемент лопасти на режиме самовращения имеет две скорости: окружную скорость  $u = \omega r$  и вертикальную скорость снижения  $V_{\text{сн}}$  (рис. 74, а). Сумма этих скоростей дает результирующую скорость  $\vec{W} = \vec{u} + \vec{V}_{\text{сн}}$ . Поток воздуха, набегающий на лопасть со стороны, имеет направление, противоположное вектору результирующей скорости элемента лопасти.

В результате такого обтекания давление воздуха на лопасть снизу будет больше, чем сверху. На элементе лопасти образуется полная аэродинамическая сила  $\Delta R$ . Она может быть направлена относительно оси вращения втулки несущего винта под углом  $\gamma$

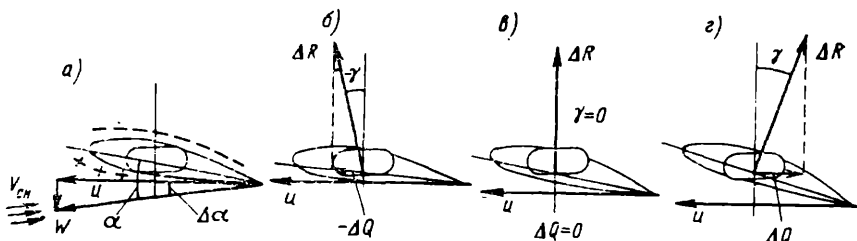


Рис. 74. Зависимость наклона силы  $\Delta R$  от шага несущего винта

вперед (рис. 74, б); параллельно оси втулки (рис. 74, в) и относительно оси втулки под углом  $\gamma$  назад (рис. 74, г). В первом случае проекция силы  $\Delta R$  на плоскость вращения втулки ( $-\Delta Q$ ) будет направлена по вращению несущего винта и образует крутящий момент, под действием которого число оборотов несущего винта будет увеличиваться.

Во втором случае проекция силы  $\Delta R$  на плоскость вращения втулки будет равна нулю ( $\Delta Q = 0$ ). Следовательно, сила  $\Delta R$  не будет оказывать тормозящего или ускоряющего действия на вращение несущего винта.

В третьем случае проекция силы  $\Delta R$  на плоскость вращения втулки  $\Delta Q$  будет направлена назад, против вращения винта, и образует тормозящий момент, под действием которого число оборотов несущего винта уменьшается. Значит, характер вращения несущего винта определяется направлением элементарных сил, возникающих на лопасти.

## § 59. Условия и режимы самовращения несущего винта

Элемент лопасти несущего винта можно сравнить с элементом крыла самолета. Рассмотрим аэродинамические силы, действующие на крыло самолета, а затем перенесем их на лопасть. У крыла самолета при угле атаки  $\alpha$  возникают подъемная сила  $Y$  и сила лобового сопротивления  $X$ . Геометрической суммой этих сил будет полная аэродинамическая сила  $\bar{R} = \bar{Y} + \bar{X}$ . Угол между векторами подъемной силы  $Y$  и полной аэродинамической силы  $R$  называется углом качества ( $\theta_K$ ). Чем больше угол качества, тем меньше аэродинамическое качество крыла, так как минимальный угол качества соответствует максимальному аэродинамическому качеству крыла  $\text{ctg } \theta_K = \frac{Y}{X} = K$ . Уменьшение угла качества означает как бы «притягивание» вектора полной аэродинамической силы  $\Delta R$  к вектору подъемной силы  $Y$ , т. е. означает уменьшение угла наклона  $\Delta R$  назад относительно нормали к невозмущенному потоку.

Перейдем теперь к рассмотрению сил, действующих на лопасть. Проведем через центр давления элемента лопасти три прямых:  $a-a$ , перпендикулярную плоскости вращения винта;  $b-b$ , перпендикулярную хорде элемента лопасти;  $y-y$ , перпендикулярную вектору результирующей скорости (рис. 75, а). Угол между линиями  $y-y$  и  $b-b$  и угол  $\alpha$  равны между собой, так как образованы взаимно перпендикулярными сторонами. На том же основании угол между линиями  $a-a$  и  $b-b$  равен установочному углу  $\varphi$ .

В центре давления элемента лопасти приложен вектор полной аэродинамической силы. Разложим его на подъемную силу  $\Delta Y$  и силу лобового сопротивления  $\Delta X$ . Угол между векторами  $\Delta Y$  и  $\Delta R$  — угол качества  $\theta_k$ . Угол между вектором  $\Delta R$  и линией  $b-b$  будет равен разности углов  $(\alpha - \theta_k)$ . Если эта разность меньше установочного угла лопасти, то  $\varphi - (\alpha - \theta_k) = \gamma$ , т. е. угол  $\gamma$  положителен. Это означает, что проекция силы  $\Delta R$  на плоскость вращения несущего винта  $\Delta Q$  будет направлена назад

и образует тормозящий момент, который уменьшает число оборотов винта.

Несущий винт будет работать в режиме замедленного самовращения, что приводит к остановке винта. Чем больше установочный угол или шаг элемента лопасти, тем больше угол  $\gamma$ , тем больше сила  $\Delta Q$  и ее тормозящий момент.

Если разность между углами атаки и качества больше установочного угла, т. е.  $(\alpha - \theta_k) > \varphi$ , то  $\varphi - (\alpha - \theta_k) = -\gamma$ . Угол  $\gamma$  от-

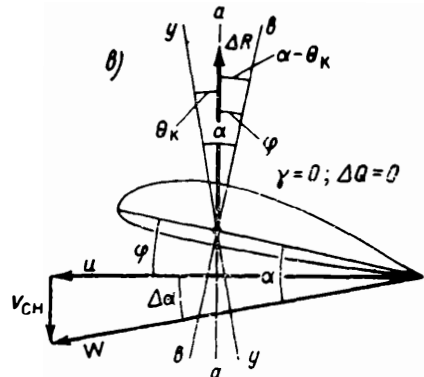
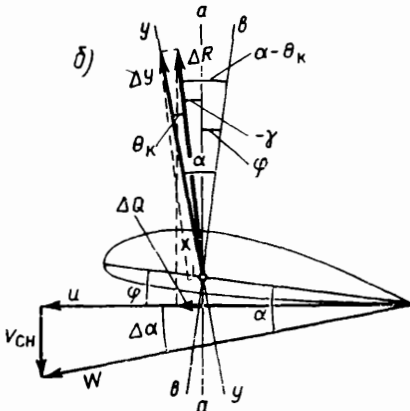
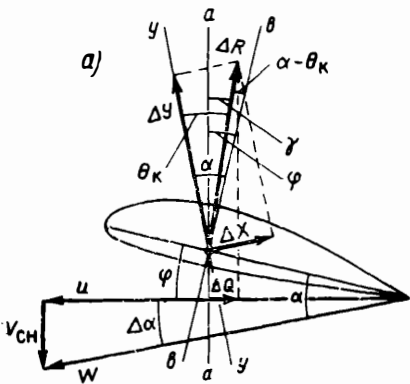


Рис. 75. Условия самовращения элемента лопасти



рицателен, значит вектор  $\Delta R$  наклонен относительно оси втулки вперед (рис. 75, б). Проекция силы  $\Delta R$  на плоскость вращения втулки  $\Delta Q$  направлена вперед и образует крутящий момент, который ускоряет вращение винта. Несущий винт будет работать в режиме ускоренного самовращения. Чем меньше установочный угол  $\varphi$ , тем больше наклон вперед вектора  $\Delta R$ , тем с большей скоростью вращается винт.

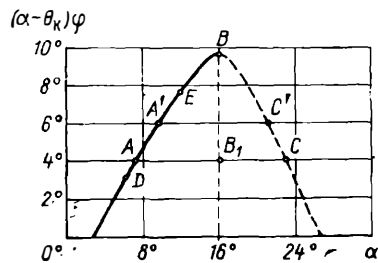


Рис. 76. График запаса самовращения лопасти вертолета Ми-1

Если разность  $(\alpha - \theta_k) = \varphi$ , то  $\varphi - (\alpha - \theta_k) = 0$ , т. е. сила  $\Delta R$  направлена параллельно оси втулки и ее проекция на плоскость вращения втулки  $\Delta Q = 0$  (рис. 75, в). В этом случае тормозящий, или крутящий момент равен нулю и винт вращается с постоянными оборотами, т. е. режим самовращения винта будет установившимся.

Из рассмотренных примеров следуют выводы:

наклон вектора элементарной полной аэродинамической силы зависит от шага элемента;

при уменьшении шага вектор силы  $\Delta R$  отклоняется вперед и самовращение несущего винта становится ускоренным;

при увеличении шага элемента лопасти вектор силы  $\Delta R$  отклоняется назад и самовращение несущего винта становится замедленным.

Зависимость режима самовращения от угла атаки и шага элемента лопасти можно выразить графически (рис. 76). Такой график называется графиком запаса самовращения. По оси абсцисс на графике отложены углы атаки элемента лопасти, по оси ординат — установочные углы  $\varphi$  и углы, равные разности  $\alpha - \theta_k$ .

Рассмотрим характерные точки на этом графике. Восходящий участок этого графика соответствует углам атаки элемента лопасти меньше критического, точка  $B$  — критическому и нисходящая часть — больше критического.

Если провести прямую, параллельную оси абсцисс, то она пересечется с кривой в двух точках  $A$  и  $C$ . На рисунке эта прямая проходит через точку на ординате, соответствующую установочному углу  $\varphi = 4^\circ$  (такую прямую можно провести через любую точку ординаты). Чем характерны точки  $A$  и  $C$ ? Точка  $A$  соответствует углу атаки элемента лопасти (в нашем примере  $\alpha = 7^\circ 30'$ ), который соответствует установившемуся самовращению. Докажем, что это действительно так.

Выше было установлено, что установившееся самовращение будет иметь место в том случае, если разность  $\alpha - \theta_k = \varphi$ . В этом случае сила  $\Delta R$  элемента будет параллельна оси втулки несущего винта. В нашем примере  $\varphi = 4^\circ$  и  $\alpha - \theta_k = 4^\circ$ . Значит  $\gamma = 0$  (см.

рис. 75, в). Следовательно, для того чтобы лопасть вертолета Ми-1 имела установившееся самовращение при  $\varphi=4^\circ$ , угол атаки лопасти должен быть равен  $7^\circ30'$ . Меньшим углам атаки соответствуют точки графика, для которых  $\alpha-\theta_k < 4$ , т. е. самовращение будет замедленным (см. рис. 75, а). На углах атаки между точками А и С все точки графика соответствуют неравенству  $\alpha-\theta_k > \varphi$ , т. е. ускоренному самовращению (см. рис. 75, б). Но на углах атаки до критического ускоренное самовращение будет устойчивым, а на закритических углах имеет место срыв потока и самовращение неустойчиво.

Диапазон углов атаки между точками А и С называется запасом самовращения элемента лопасти. Так как полет при углах атаки элементов лопасти больше критического практически невыполним, то запас самовращения будет соответствовать углам атаки между точками А и  $B_1$  на графике.

При увеличении шага элемента лопасти прямая АС переместится вверх ( $A'C'$ ). Это значит, что диапазон углов атаки, соответствующих замедленному самовращению, увеличится, а запас самовращения уменьшится. С уменьшением шага прямая АС переместится вниз, и запас самовращения увеличится.

Так как у разных элементов лопасти углы атаки различные, то условия самовращения у них тоже различные и, следовательно, график запаса самовращения имеет условный характер, т. е. он служит для качественной оценки данного процесса.

Но вернемся к точке А на графике запаса самовращения. В нашем примере оно соответствует  $\varphi=4^\circ$  и  $\alpha=7^\circ30'$ . При этих углах самовращение будет установившимся. Но как получить угол атаки  $\alpha=7^\circ30'$  при установившемся угле  $\varphi=4^\circ$ ?

Так как  $\alpha=\varphi+\Delta\alpha$  (см. рис. 75, б), то  $\Delta\alpha=\alpha-\varphi$ . Значит для нашего примера прирост угла атаки, вызванный вертикальной скоростью снижения,  $\Delta\alpha=7^\circ30'-4^\circ=3^\circ30'$ . Найдем вертикальную скорость снижения, соответствующую этому  $\Delta\alpha$ , если  $\bar{r}=0,7$ ;  $\varphi=4^\circ$ ;  $\omega=26$  рад/сек. Известно, что

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{V_{\text{сн}}}{\omega r},$$

откуда

$$V_{\text{сн}} = \omega r \operatorname{tg} \Delta\alpha,$$

или

$$V_{\text{сн}} = \omega \bar{r} R \Delta\alpha = 26 \cdot 0,7 \cdot 7,17 \cdot 0,061 = 7,9 \text{ м/сек.}$$

Итак, при  $V_{\text{сн}}=7,9$  м/сек будет иметь место установившееся самовращение.

Если вертикальная скорость  $V_{\text{сн}} < 7,9$  м/сек, то у данного элемента лопасти угол атаки станет меньше  $7^\circ30'$ , и самовращение будет замедленным, и наоборот, если  $V_{\text{сн}} > 7,9$  м/сек, то самовра-

щение будет ускоренным. Нужно еще раз подчеркнуть, что слова «ускоренное самовращение элемента» условны. Они означают, что при данных условиях вектор элементарной полной аэродинамической силы  $\Delta R$  наклонен относительно оси втулки вперед и образует крутящий момент. Чем больше вертикальная скорость снижения вертолета, тем больше будет прирост угла атаки  $\Delta\alpha$ ; тем больше будет наклон вектора силы  $\Delta R$  вперед, тем больше будет число оборотов несущего винта.

## § 60. Условия самовращения различных элементов лопасти

Выше мы рассмотрели условия самовращения винта в зависимости от шага и угла атаки элемента лопасти. При этом для облегчения понимания вопроса предполагалось, что все элементы лопасти работают в одинаковых условиях, т. е. у всех элементов одинаковые установочные углы, скорости, одинаковые силы  $\Delta R$  и угол наклона их. Но в действительности каждый элемент лопасти находится в различных условиях самовращения. Рассмотрим эти условия.

Прирост угла атаки  $\Delta\alpha$  зависит не только от вертикальной скорости снижения, но и от окружной скорости элемента лопасти. У концевых элементов окружная скорость значительно больше, чем у корневых, следовательно, прирост угла атаки концевого элемента меньше, чем корневого, т. е.  $\Delta\alpha_1 < \Delta\alpha_2$  (рис. 77, а). Но тогда у концевых элементов из-за малой величины  $\Delta\alpha$  векторы элементарных сил  $\Delta R$  наклонены назад и образуют тормозящие моменты. Концевые элементы лопасти чаще всего будут работать в режиме замедленного самовращения. Тормозящее действие концевых элементов уменьшается геометрической круткой лопасти, но полностью не устраняется.

У корневых элементов величина  $\Delta\alpha$  будет большой, поэтому векторы элементарных сил  $\Delta R$  будут наклонены вперед, а их проекции  $\Delta Q$  дадут крутящий момент. Следовательно, корневые элементы лопасти работают в условиях ускоренного самовращения. Так как концевые элементы лопасти тормозят вращение, а корневые ускоряют его, то каким же будет режим работы всего винта?

При уменьшении шага винта и при увеличении вертикальной скорости снижения тормозящее действие концевых элементов меньше, чем ускоряющее действие корневых. Равнодействующая элементарных сил направлена вперед, по вращению винта, и образует крутящий момент (рис. 77, б). В этом случае режим самовращения несущего винта будет ускоренным.

При увеличении шага или при уменьшении вертикальной скорости снижения увеличивается тормозящее действие концевых элементов лопасти. Если при этом равнодействующая элементарных сил  $Q_{\Sigma}$  будет равна нулю, то режим самовращения винта будет установившимся (рис. 77, в). Если тормозящее действие кон-

цевых элементов превосходит ускоряющее действие корневых, равнодействующая элементарных сил  $Q_{\pi}$  направлена назад (рис. 77,  $\varepsilon$ ) и образует тормозящий момент. Винт будет работать в режиме замедленного самовращения.

Подтвердим сделанные выводы примером.

Пусть  $\bar{r}_1=0,98$ ;  $\bar{r}_2=0,42$ ;  $\bar{r}_3=0,28$ .

Крутка лопастей винта  $\Delta\varphi=4^\circ$  выполнена между относительными радиусами  $\bar{r}=0,3-0,5$ . Шаг несущего винта определяется по шагу элемента лопасти с относительным радиусом  $\bar{r}=0,7$ .

Шаг несущего винта для нашего примера  $\varphi=4^\circ$ . Тогда

$$\varphi_1 = 4^\circ; \quad \varphi_2 = 6^\circ; \quad \varphi_3 = 8^\circ$$

Радиус несущего винта вертолета Ми-1  $R=7,17$  м. Значит

$$r_1 = 0,98 \cdot 7,17 = 7 \text{ м}; \quad r_2 = 0,42 \cdot 7,17 = 3 \text{ м};$$

$$r_3 = 0,28 \cdot 7,17 = 2 \text{ м}.$$

Найдем окружные скорости выбранных элементов лопасти, если

$$\omega = 26 \text{ рад/сек}; \quad V_{\text{сн}} = 8 \text{ м/сек}.$$

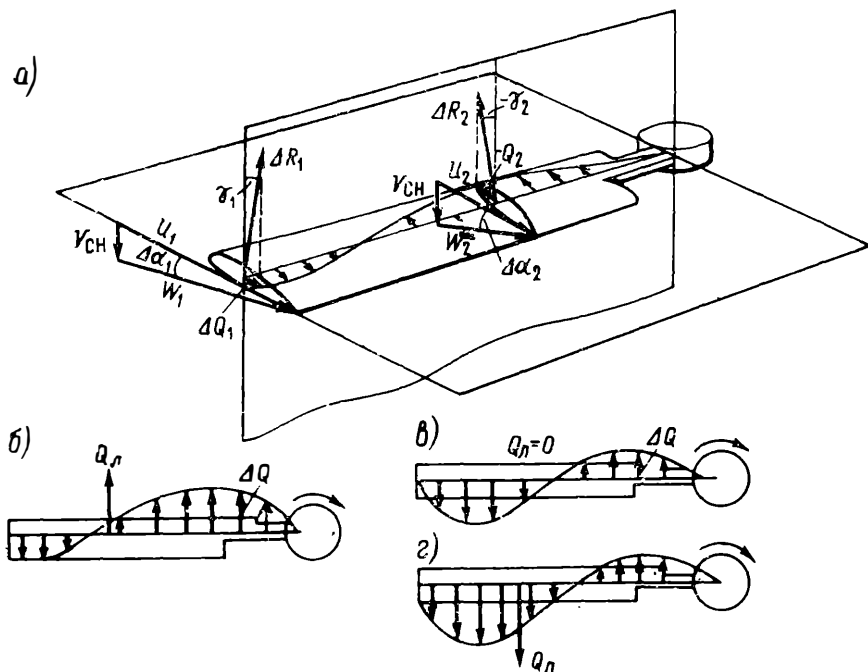


Рис. 77. Условия самовращения различных элементов лопасти

Определим прирост углов атаки:

$$\Delta\alpha_1 = \operatorname{arctg} \frac{8}{182} = 2^\circ 30';$$

$$\Delta\alpha_2 = \operatorname{arctg} \frac{8}{78} = 6^\circ;$$

$$\Delta\alpha_3 = \operatorname{arctg} \frac{8}{52} = 8^\circ 45'$$

Подсчитаем углы атаки элементов:

$$\alpha_1 = \varphi_1 + \Delta\alpha_1 = 4^\circ + 2^\circ 30' = 6^\circ 30';$$

$$\alpha_2 = 6^\circ + 6^\circ = 12^\circ \quad \text{и}$$

$$\alpha_3 = 8^\circ + 8^\circ 45' = 16^\circ 45'$$

Используя график запаса самовращения (см. рис. 76), определим режимы самовращения данных элементов лопасти. Для этого возьмем три прямых, параллельных оси абсцисс, проведенных через точки ординат, соответствующие установочным углам  $\varphi_1=4^\circ$ ;  $\varphi_2=6^\circ$ ;  $\varphi_3=8^\circ$  Концевому элементу лопасти с углом атаки  $\alpha_1=6^\circ 30'$  соответствует на графике точка  $D$ . Она находится в режиме замедленного самовращения ( $\alpha - \theta_K = 3^\circ 15'$ ). У этого элемента лопасти полная аэродинамическая сила  $\Delta R$  наклонена назад на угол  $\gamma = \varphi - (\alpha - \theta_K) = 4^\circ - 3^\circ 15' = 0^\circ 45'$ .

Второму элементу лопасти при угле атаки  $\alpha_2=12^\circ$  соответствует точка  $E$ , для которой  $\alpha - \theta_K = 7^\circ 15'$  Шаг этого элемента  $\varphi_2=6^\circ$  Значит, этот элемент находится в режиме ускоренного самовращения, и его аэродинамическая сила  $\Delta R$  наклонена вперед на угол  $-\gamma = \varphi - (\alpha - \theta_K) = 6^\circ - 7^\circ 15' = -1^\circ 15'$  Третьему элементу лопасти (угол атаки  $\alpha_3=16^\circ 45'$ ) соответствует точка  $B$ , для которой  $\alpha - \theta_K = 9^\circ 30'$  Шаг этого элемента  $\varphi_3=8^\circ$  Этот элемент также находится в режиме ускоренного самовращения, но его угол атаки близок к критическому, и вектор полной аэродинамической силы  $\Delta R$  наклонен вперед на угол  $-\gamma = 8^\circ - 9^\circ 30' = -1^\circ 30'$

Элементы лопасти, расположенные ближе к оси втулки, будут иметь углы атаки больше критического, т. е. работать в условиях срыва потока. В рассмотренном примере большинство элементов лопасти работает в условиях ускоренного самовращения, значит и несущий винт будет работать в режиме ускоренного самовращения.

В нашем примере  $\omega = 26 \text{ рад/сек}$ , или  $n = 250 \text{ об/мин}$ . Для этого винта данное число оборотов будет максимальным и дальнейшее увеличение его недопустимо. Для режима установившегося самовращения необходимо увеличить шаг несущего винта. Читателю предлагается подсчитать самостоятельно, какой примерно шаг будет соответствовать этому режиму. К сказанному необходимо сде-

лать следующее замечание. При полете на режиме самовращения вертолет будет разворачиваться в сторону вращения несущего винта за счет момента трения валов трансмиссии. Чтобы устранить этот разворот, нужно создать момент тяги рулевого винта, который вращается над действием крутящего момента несущего винта. Следовательно, для установившегося самовращения лопасти должны создавать небольшой крутящий момент, который преодолевает момент трения в трансмиссии и реактивный момент рулевого винта. Напомним, что рулевой винт создает тягу, обратную по направлению той силе, которая имеет место при полете с работающим двигателем (т. е. рулевой винт работает при малых отрицательных установочных углах, поэтому и требуется сравнительно небольшой крутящий момент).

## § 61. Планирование

Планированием называется прямолинейный полет вертолета по наклонной траектории при работе несущего винта на режиме самовращения (рис. 78). В этом полете на вертолет действуют силы: веса вертолета  $G$ , тяги несущего винта  $T$ , вредного сопротивления  $X_{вр}$  и тяги рулевого винта  $T_{р. в}$ .

Разложим силу веса вертолета на две составляющих:  $G_2$ , направленную по траектории полета, и  $G_1$ , перпендикулярную траектории.

Силу тяги несущего винта разложим на подъемную силу  $Y$  и силу сопротивления  $P_x$ .

Условия установившегося планирования будут выражены следующими равенствами:

$$\begin{aligned} Y &= G_1 = G \cos \theta; \\ G_2 &= X_{вр} + P_x = G \sin \theta; \\ T_{р. в} &= S_6; \\ \sum M_{ц. т} &= 0. \end{aligned}$$

Первое условие обеспечивает постоянство угла планирования и прямолинейность полета, второе — постоянство скорости по траектории.

Тяга рулевого винта направлена в обратную сторону по сравнению с тягой на режиме снижения при работающем двигателе. Скорость по траектории и угол планирования можно изменять за счет наклона вектора силы тяги вперед или назад, а также за счет изменения шага несущего винта. Но нужно помнить, что полет происхо-

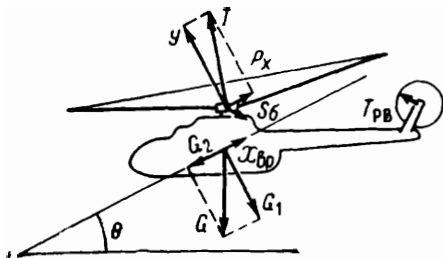


Рис. 78. Силы, действующие на вертолет при планировании

дит на режиме самовращения, поэтому шаг можно изменять только в пределах допустимых оборотов. Нельзя сильно увеличивать шаг, так как винт может перейти на режим замедленного самовращения, и число оборотов может стать меньше минимально допустимых.

Условия самовращения несущего винта при планировании значительно сложнее, чем при вертикальном снижении. Это объясняется в основном двумя причинами: изменением скорости обтекания каждого элемента лопасти по азимуту и наличием маховых движений лопастей, вызванных косым обтеканием несущего винта.

При вертикальном снижении каждый элемент лопасти имеет постоянную скорость  $W = \sqrt{u^2 + V_{\text{сн}}^2}$ . При планировании эта скорость зависит от азимута лопасти и непрерывно меняется. При вертикальном снижении можно считать отсутствующими маховые движения, это упрощает анализ условий самовращения элемента лопасти. При планировании маховые движения нужно учитывать. Но выводы условий самовращения, которые были сделаны при вертикальном снижении, сохраняют свою силу и для условий планирования. Напомним эти выводы.

Условия самовращения зависят от шага элемента лопасти и всего несущего винта: чем меньше шаг, тем больше наклон вперед вектора силы  $\Delta R$ , тем больше число оборотов несущего винта.

Чем больше прирост угла атаки, вызванный вертикальной скоростью снижения, тем больше наклон вперед вектора силы  $\Delta R$  и тем больше число оборотов несущего винта.

Последний вывод особенно важен для уяснения условий самовращения при планировании, поэтому рассмотрим схему на рис. 79. Из рисунка видно, что угол  $\Delta\alpha$  равен углу между линиями  $y-y$  и  $a-a$  ( $y-y$  перпендикулярна вектору результирующей скорости,  $a-a$  перпендикулярна плоскости вращения или параллельна оси вращения втулки). Следовательно, если  $\Delta\alpha > \theta_k$ , то вектор силы  $\Delta R$  будет наклонен вперед относительно оси втулки на угол  $-\gamma$  и самовращение винта будет ускоренное. Чем больше  $\Delta\alpha$ , тем больше число оборотов несущего винта.

Помня этот вывод, перейдем к рассмотрению особенностей самовращения при планировании. Рассмотрим вначале влияние на условия самовращения изменения результирующей скорости элемента лопасти по азимуту. Так как результирующая скорость из-

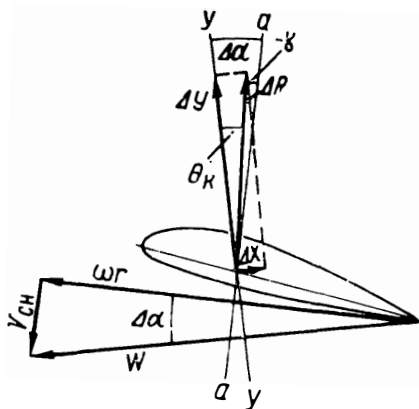


Рис. 79. Зависимость условий самовращения от вертикальной скорости снижения

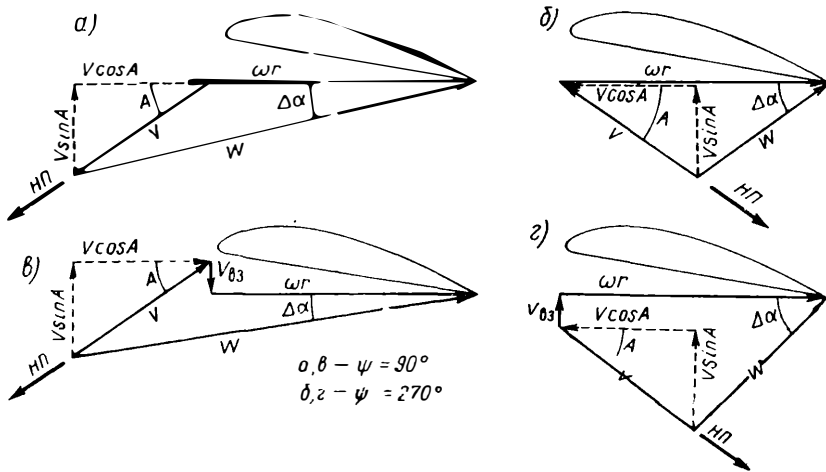


Рис. 80. Зависимость условий самовращения от азимута и маховых движений:  
 $a, \theta - \psi = 90^\circ$ ;  $б, \theta - \psi = 270^\circ$

меняется по азимуту непрерывно, то мы не можем проследить за этим изменением непосредственно. Поэтому возьмем два наиболее характерных азимута:  $90^\circ$  и  $270^\circ$  и сравним условия самовращения в этих азимутах (рис. 80). Направление полета по траектории на рисунке показано стрелкой н. п. Плоскость вращения втулки несущего винта — горизонтальная, угол атаки несущего винта расположен между этой плоскостью и вектором скорости планирования и равен углу планирования  $A = \theta$ . В азимуте  $90^\circ$  в плоскости вращения втулки на элемент лопасти поток набегаёт со скоростью  $\omega r + V \cos \theta$  (рис. 80, а). Прирост угла атаки элемента лопасти, вызванный вертикальной скоростью снижения, можно определить по формуле

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta}{\omega r + V_{\text{пл}} \cos \theta}. \quad (43)$$

В азимуте  $270^\circ$  лопасть относительно направления полета движется назад, поэтому на элемент лопасти в плоскости вращения втулки поток набегаёт со скоростью  $\omega r - V_{\text{пл}} \cos \theta$  (рис. 80, б). Прирост угла атаки в этом случае равен

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta}{\omega r - V_{\text{пл}} \cos \theta}. \quad (44)$$

Сравнивая схемы а и б, а также формулы (43) и (44), приходим к выводу, что в азимуте  $270^\circ$  прирост угла атаки больше, чем в азимуте  $90^\circ$ . Следовательно, за счёт изменения результирующей скорости на режиме планирования изменяется прирост угла атаки и наклон полной аэродинамической силы: в азимуте  $90^\circ$  она отклоняется назад, в азимуте  $270^\circ$  — вперед.



Рассмотрим теперь влияние маховых движений на условия самовращения.

При взмахе наступающей лопасти вверх уменьшаются углы  $\alpha$  и  $\Delta\alpha$ . В азимуте  $90^\circ$ , где вертикальная скорость взмаха вверх достигает максимальной величины (рис. 80,  $\theta$ ), прирост угла атаки становится минимальным

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta - V_{\text{вз}}}{\omega r + V_{\text{пл}} \cos \theta}$$

Значит, в этом азимуте будет наибольший наклон назад вектора силы  $\Delta R$  и наибольший тормозящий момент лопасти. В азимуте  $270^\circ$  будет наибольшая вертикальная скорость взмаха вниз, поэтому согласно формуле

$$\operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta + V_{\text{вз}}}{\omega r - V_{\text{пл}} \cos \theta}$$

элемент лопасти имеет наибольший прирост угла атаки (рис. 80,  $\varepsilon$ ). В этом азимуте будет наибольший наклон вперед элементарной силы и наибольший крутящий момент.

Итак, сделаем вывод. При планировании условия самовращения каждого элемента лопасти и всей лопасти в целом изменяются за один оборот винта. Наступающая лопасть создает тормозящий момент, уменьшающий обороты винта. Наибольший тормозящий момент образуется в азимуте  $\psi = 90^\circ$ . Отступающая лопасть создает крутящий момент, наибольшая величина которого достигается в азимуте  $270^\circ$ , где прирост угла  $\Delta\alpha$  становится максимальным. Значит, при планировании лопасти поочередно раскручивают винт и тормозят вращение, а в целом несущий винт работает в условиях установившегося самовращения. Число оборотов винта регулируется шагом: чем меньше шаг, тем больше число оборотов винта.

## § 62. Вертикальная скорость снижения при планировании

Вертикальной скоростью снижения называется высота, на которую вертолет снижается за одну секунду (рис. 81). Она определяется по формуле

$$V_{\text{сн}} = V_{\text{пл}} \sin \theta.$$

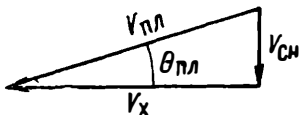


Рис. 81. Зависимость скорости снижения от скорости и угла планирования

Вертикальная скорость будет постоянной при постоянном угле планирования и при постоянной скорости по траектории. Это значит, что движущей силой при планировании является составляю-

щая силы веса  $G_2 = G \sin \theta$ . Работа этой силы в единицу времени будет мощностью, эквивалентной мощности, потребной для горизонтального полета со скоростью, равной скорости планирования. Следовательно,

$$G_2 V_{пл} = N_r = G \sin \theta V_{пл}$$

или

$$N_r = \frac{G V_{сн}}{75}. \quad (45)$$

Это значит, что секундная работа силы веса вертолета будет эквивалентна мощности, которая подводится к валу несущего винта при горизонтальном полете с той же скоростью, с которой вертолет выполняет планирование на режиме самовращения. Из равенства (45) можно определить вертикальную скорость снижения при планировании

$$V_{сн} = \frac{75 N_r}{G}, \quad (46)$$

где  $N_r$  — мощность, потребная для горизонтального полета, л. с.;  
 $G$  — вес вертолета, кг

Из формулы (46) видно, что минимальная вертикальная скорость снижения будет достигнута при планировании на экономической скорости, так как  $V_{эк}$  соответствует  $N_{min}$  потребной мощности, т. е.

$$V_{снmin} = \frac{75 N_{min}}{G}.$$

Для прикидочных расчетов можно пользоваться приближенной формулой  $N_{min} = \frac{1}{2} N_{ном}$ , но тогда нужно вводить коэффициент использования мощности  $\zeta$ , так как  $N_r = N_e \zeta$ . Приняв величину этого коэффициента  $\zeta = 0,8$ , получим

$$V_{снmin} = \frac{75 \cdot 0,8 \cdot 0,5 N_{ном}}{G} = \frac{30 N_{ном}}{G}. \quad (47)$$

Заметим, что отношение  $\frac{G}{N} = q$  называется удельной нагрузкой на единицу мощности двигателя и равенство примет вид

$$V_{снmin} = \frac{30}{q_{ном}}, \quad (48)$$

$q_{ном} \sqrt{P} = \frac{E_m}{P}$  — энергетическое качество вертолета;  
 $\frac{E_m}{P}$  — удельная нагрузка на единицу ометаемой площади.

Тогда  $q_{ном} = \frac{E_m}{\sqrt{P}}$ .

Подставим полученную величину в формулу (48)

$$V_{снmin} = \frac{30 \sqrt{P}}{E_m}.$$

Средняя величина энергетического качества  $E_M \approx 20$ . Тогда формула для определения минимальной вертикальной скорости снижения при планировании вертолета будет следующей:

$$V_{\text{сн, мин}} = \frac{30}{20} \sqrt{\bar{P}} = 1,5 \sqrt{\bar{P}}.$$

Напомним, что эта формула приближенная, но она дает достаточно точные результаты, хотя и несколько заниженные.

Сравнение вертикальных скоростей при планировании и при вертикальном снижении позволяет сказать, что при планировании вертикальная скорость будет в 2—2,5 раза меньше, чем при вертикальном снижении. Поэтому, если окружающие препятствия не мешают выполнению планирования, оно выполняется во всех случаях.

Но планирование производится не только с экономической скоростью, оно может выполняться и с другими скоростями по траектории. Для определения скоростей и углов планирования строится специальный график — указательница траекторий планирования вертолета. Для его построения используют кривые потребной и располагаемой мощностей горизонтального полета. Если на этих кривых провести прямую  $N_1$ , параллельную горизонтальной оси, то она пересечет кривую потребной мощности в точках  $A$  и  $B$  (рис. 82, а). Точке  $A$  соответствует скорость  $V_1$ , а точке  $B$  — скорость  $V_2$  горизонтального полета вертолета.

Примем эти скорости за горизонтальные составляющие  $V_x$  скорости планирования (рис. 82, б):  $V_1 = V_{x_1}$ ;  $V_2 = V_{x_2}$ . Так как этим скоростям соответствует одна и та же потребная мощность горизонтального полета  $N_1$ , то по формуле (46) находим вертикальную скорость снижения. Она будет одинакова при планировании со скоростью  $V_{x_1}$  и  $V_{x_2}$ . Определив  $V_{\text{сн}}$  и  $V_x$ , находим скорость планирования

$$V_{\text{п.т}_1} = \sqrt{V_{x_1}^2 + V_{\text{сн}}^2}; \quad V_{\text{п.т}_2} = \sqrt{V_{x_2}^2 + V_{\text{сн}}^2}.$$

Затем находим угол планирования

$$\theta = \arctg \frac{V_{\text{сн}}}{V_x}, \quad \text{или} \quad \theta = \arcsin \frac{V_{\text{сн}}}{V_{\text{п.т}}}$$

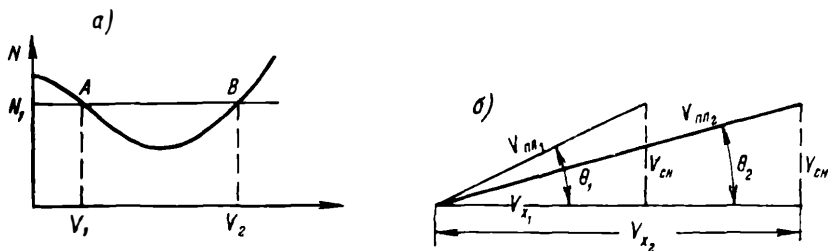


Рис. 82. Зависимость вертикальной скорости снижения от угла планирования

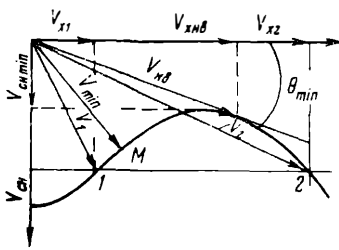


Рис. 83. Указательница траекторий планирования

Вывод: одинаковая вертикальная скорость снижения соответствует двум режимам планирования при большом и малом угле планирования, с большой и малой скоростью по траектории. Выбирают обычно планирование при малом угле, но с большей скоростью по траектории. Сделав подобные расчеты для нескольких вертикальных скоростей, строят указательницу траекторий планирования вертолета (рис. 83). По ней можно определить:

минимальную вертикальную скорость снижения;

минимальный угол планирования, который соответствует скорости  $V_x$ , численно равной наивыгоднейшей скорости горизонтального полета;

вертикальную скорость при вертикальном снижении (точка пересечения указательницы с вертикальной осью).

Если через указательницу провести секущую, параллельную горизонтальной оси, то точки пересечения 1 и 2 будут соответствовать двум режимам планирования, при которых будет одинаковая вертикальная скорость снижения и разные скорости по траектории. Точка M на указательнице соответствует минимальной скорости по траектории.

### § 63. Безопасная высота полета

Минимальная вертикальная скорость снижения, при которой полет наиболее безопасен, достигается при планировании на экономической скорости. Но если при выполнении висения отказывает двигатель, то скорость вертолета  $V=0$ . Для того чтобы перейти на планирование со скоростью, близкой к экономической, надо потерять некоторую высоту, чтобы вертолет приобрел определенную кинетическую энергию  $E = \frac{mV_{п.л}^2}{2} = \frac{GV_{п.л}^2}{2g}$ . На приобретение скорости используется не вся потенциальная энергия вертолета, а только часть ее (примерно 0,2 от полной потенциальной энергии). Остальная энергия идет на преодоление вредного сопротивления и профильного сопротивления несущего винта, на вращение рулевого винта и вспомогательных агрегатов. Полная потенциальная энергия вертолета равна

$$E_n = GH,$$

где  $G$  — вес вертолета;

$H$  — высота полета вертолета.

Кинетическую энергию при потере высоты найдем по формуле

$$0,2GH = \frac{GV_{п.л}^2}{2g}$$

Отсюда безопасная высота висения вертолета

$$H = \frac{V_{п.л}^2}{0,2 \cdot 2g} \approx \frac{V_{п.л}^2}{4}.$$

Но как показывает опыт для маневра при посадке надо еще иметь запас высоты около 10 м, поэтому формула для определения безопасной высоты висения примет вид

$$H_{без} = \frac{V_{п.л}^2}{4} + 10.$$

Пример. Экономическая скорость полета вертолета Ми-1  $V_{экт} = 90$  км/ч или 24,8 м/сек. Определить безопасную высоту висения.

$$H_{без} = \frac{24,8^2}{4} + 10 = 165 \text{ м.}$$

Если вертолет при переходе на режим самовращения несущего винта уже имел поступательную скорость в горизонтальном направлении, то безопасная высота определяется по формуле

$$H_{без} = \frac{V_{п.л}^2 - V_{г}^2}{4} + 10.$$

Например, вертолет Ми-1 выполняет горизонтальный полет со скоростью 70 км/ч, или 20 м/сек. Безопасная высота в этом случае определится как

$$H_{без} = \frac{25^2 - 20^2}{4} + 10 = 66 \text{ м.}$$

Следовательно, при отказе двигателя в горизонтальном полете или при наборе высоты по наклонной траектории для перехода на режим самовращения требуется меньшая высота, чем для перехода на этот режим при висении или при выполнении вертикального набора и вертикального снижения с работающим двигателем. Определив безопасные высоты для перехода на режим самовращения при различных скоростях полета, можно построить диаграмму безопасных высот полета (рис. 84).

На этой диаграмме показана опасная зона, из которой видно, что безопасная высота висения до 10 м или свыше 200 м. Ограничение безопасных высот висения и полета на малых скоростях затрудняет практическое использование вертолетов на малых высотах. Полет вертолета в опасной зоне без крайней необходимости выполнять нецелесообразно.

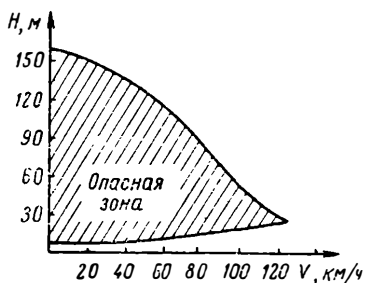


Рис. 84. Опасная зона полета вертолета

## § 64. Переход от полета с работающим двигателем к полету на режиме самовращения несущего винта

Планирование на режиме самовращения не является аварийным видом полета, а представляет нормальный, устойчивый вид полета, который часто используется и при нормально работающем, исправном двигателе. Планирование на режиме самовращения используется для отработки элементов техники пилотирования или для быстрой потери высоты. Но для обеспечения безопасности необходимо соблюдать определенный порядок и последовательность действий при переходе от полета с работающим двигателем к полету на режиме самовращения. Что произойдет с вертолетом в случае внезапной остановки двигателя или при быстром уменьшении его числа оборотов?

В первые мгновения несущий винт продолжает вращаться и число оборотов не меняется, так как муфта свободного хода автоматически отключает двигатель от трансмиссии. Винт продолжает вращаться по инерции, потому что обладает определенным моментом вращения. Чем больше масса или вес лопастей, тем больше момент вращения, тем большее время продолжается вращение по инерции. Поэтому на режиме самовращения преимуществом обладают тяжелые винты.

Под действием реактивного момента число оборотов несущего винта уменьшается, а следовательно, уменьшается тяга. Если двигатель отказывает на режиме висения, то вследствие уменьшения тяги несущего винта вертолет перейдет к вертикальному снижению. Если же двигатель отказывает при горизонтальном полете, то за счет уменьшения силы тяги и подъемной силы вертолет будет снижаться по наклонной траектории. И в том и в другом случае поток воздуха будет подходить к несущему винту снизу.

Наличие вертикальной скорости снижения вызывает увеличение углов атаки элементов лопастей на величину  $\Delta\alpha$  и отклонение вектора силы  $\Delta R$  вперед, т. е. появляется крутящий момент, а следовательно, к увеличению числа оборотов или, по крайней мере, к прекращению дальнейшего его уменьшения. Кроме того, при уменьшении числа оборотов несущего винта уменьшится центробежная сила каждой лопасти, что приведет к увеличению угла конусности несущего винта, т. е. к одновременному взмаху лопастей вверх. При увеличении угла взмаха уменьшается шаг лопасти под действием компенсатора взмаха, т. е. увеличится число оборотов несущего винта.

Таким образом, мы пришли к выводу, что в случае отказа двигателя имеются объективные условия, которые способствуют переходу несущего винта на режим самовращения. Но полагаться на эти условия и ждать, что винт сам перейдет на самовращение, не следует. Поэтому в случае отказа двигателя летчик должен в первую очередь уменьшить шаг несущего винта до минималь-

ного. Для этого ручка «шаг-газ» отклоняется полностью вниз. Число оборотов несущего винта возрастает, увеличивается окружная скорость элементов лопасти. Это приводит к уменьшению углов атаки элементов и отклонению силы  $\Delta R$  назад. Поэтому число оборотов несущего винта будет возрастать до какого-то предела, а затем установится режим постоянных оборотов, т. е. самовращение станет установившимся. Но если число оборотов излишне велико, шаг нужно немного увеличить. При полете с работающим двигателем число оборотов должно соответствовать его номинальной мощности. При этом винт будет развивать наибольшую силу тяги и вертикальная скорость снижения будет минимальной.

Переходу несущего винта на режим самовращения способствует стабилизатор, установленный на хвостовой балке. Стабилизатор изменяет установочный угол при изменении шага несущего винта: при уменьшении шага до минимального установочный угол стабилизатора становится отрицательным (рис. 85). Если вертолет в момент перехода на режим самовращения движется с горизонтальной скоростью, то на стабилизаторе возникает отрицательная подъемная сила  $Y_{ст}$ . Момент этой силы  $M_{ст} = Y_{ст}L_{ст}$  заставляет вертолет поднимать нос. Угол атаки несущего винта становится положительным. Поток воздуха набегает на винт снизу. Увеличивается угол  $\Delta\alpha$  каждого элемента лопасти и число оборотов, т. е. несущий винт переходит на режим самовращения.

До сих пор мы рассматривали факторы, которые ускоряют или замедляют самовращение несущего винта. Мы уделяем этому столько внимания, потому что обороты несущего винта при самовращении являются основным показателем безопасности полета. Если на режиме самовращения число оборотов меньше минимального, то винт может остановиться. Исправить эту ошибку бывает невозможно.

Но при переходе на режим самовращения внимание летчика уделяется не только оборотам несущего винта. Поведение вертолета в этот момент сильно отличается от установившегося полета: прежде всего резко уменьшается реактивный момент несущего винта. В результате чего вертолет стремится к развороту вокруг вертикальной оси вправо. Кроме того, если имеется горизонтальная скорость, то будут иметь место маховые движения лопастей, а значит, и завал оси конуса несущего винта вправо. За счет боковой составляющей силы тяги несущего винта вертолет будет накреняться и скользить вправо.

В момент перехода на режим самовращения пилот должен удерживать вертолет от разворота вокруг вертикальной и про-

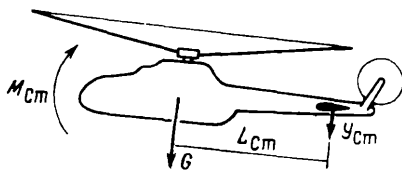


Рис. 85. Кабрирующий момент стабилизатора

дольной осей, изменяя силу тяги рулевого винта на обратную и отклоняя конус вращения несущего винта влево. Наклон фюзеляжа вертолета относительно горизонта зависит от скорости полета. При малой скорости наклон достигает  $10\text{--}15^\circ$ , т. е. нос вертолета сильно поднят. Этого допускать нельзя, так как вертолет может коснуться земли рулевым винтом и сломать его.

При установившемся самовращении лопасти несущего винта образуют крутящий момент. Под действием этого момента происходит поворот лопасти относительно вертикального шарнира вперед на отрицательный угол отставания. При планировании крутящий момент зависит от угла азимута. Следовательно, угол отставания будет изменяться, т. е. лопасти при планировании будут иметь колебания относительно вертикальных шарниров.

### § 65. Особенность планирования двухвинтовых вертолетов

Планирование двухвинтовых вертолетов на режиме самовращения несущих винтов имеет некоторые особенности по сравнению с одновинтовыми. У двухвинтового вертолета с продольным расположением винтов поток воздуха подходит к переднему винту под большим углом атаки, а к заднему — под меньшим (рис. 86, а). Изменение угла атаки происходит из-за скоса потока передним винтом. У двухвинтового вертолета с соосными винтами нижний винт скашивает поток, идущий к верхнему винту, что приводит к уменьшению угла атаки верхнего винта (рис. 86, б).

Уменьшение угла атаки заднего винта у вертолета продольной схемы и верхнего винта у соосного вертолета приводит к уменьшению осевой составляющей набегающего потока и к уменьшению  $\Delta a$  элементов лопасти. Следовательно, задний винт будет работать в условиях замедленного самовращения. Кроме того, при уменьшении угла атаки уменьшится сила тяги заднего винта. Для сохранения равновесия вертолета необходимо, чтобы сила тяги обоих винтов была одинаковой. Для увеличения силы тяги заднего винта нужно увеличить его шаг, что приведет к еще большому замедлению вращения.

Так как оба винта должны вращаться строго синхронно, то условия их самовращения будут различными. Передний винт будет работать в условиях ускоренного самовращения, а задний — в условиях замедленного, т. е. первый винт «ведет» второй (со-

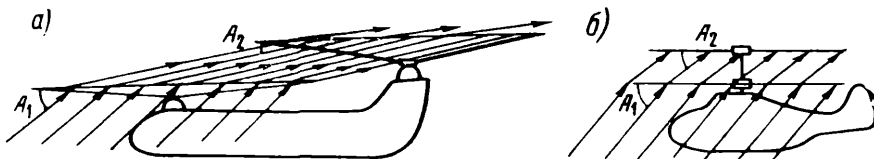


Рис. 86. Особенности планирования двухвинтовых вертолетов



здает крутящий момент для второго винта). За счет крутящего момента и трения в элементах трансмиссии передний винт образует разворачивающий момент, который вызывает разворот вертолета в сторону вращения переднего винта. Задний винт образует реактивный момент, который тоже вызывает разворот вертолета в сторону вращения переднего винта. Вертолет при планировании будет разворачиваться. Этот разворот устраняется отклонением в разные стороны осей конусов несущих винтов. Поэтому управление вертолетом при планировании затруднено.

Верхний винт соосного вертолета также будет работать в условиях замедленного самовращения. Следовательно, нижний винт должен создавать крутящий момент для верхнего винта. При этом также образуется разворот вертолета в сторону вращения нижнего винта. Он устраняется отклонением руля направления. Управление соосным вертолетом при планировании также более сложно, чем управление одновинтовым вертолетом.

В заключение надо отметить, что планирование на всех вертолетах осуществляется со значительно меньшей скоростью, чем при горизонтальном полете. Уменьшение скорости планирования объясняется возникновением срыва потока. Так как поток подходит к несущему винту снизу, то углы атаки у всех элементов будут больше, чем при горизонтальном полете, следовательно, своего критического значения они достигнут в азимуте  $\psi = 270^\circ$  при скорости, значительно меньшей, чем в горизонтальном полете.

### **Вопросы и ответы для программированного контроля**

**Вопрос 1.** От каких причин зависит минимальная вертикальная скорость при установившемся вертикальном снижении вертолета на режиме самовращения несущего винта?

**Ответ 1.** При установившемся вертикальном снижении скорость будет постоянной. Постоянство скорости определяется первым условием вертикального снижения  $G = T + X$ . Из этого равенства следует: чем больше лобовое сопротивление несущих частей вертолета, тем меньше должна быть сила тяги для уравновешивания веса вертолета, тем меньше вертикальная скорость снижения. Сила тяги в свою очередь зависит от оборотов: чем выше обороты несущего винта, тем меньше вертикальная скорость снижения.

**Ответ 2.** Вертикальная скорость постоянна при установившемся снижении вертолета. Она определяется по формуле

$$V_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{2G}{C_R F \rho}}$$

Следовательно, вертикальная скорость зависит от веса вертолета, шага несущего винта, площади, ометаемой винтом, и плотности воздуха.

**Ответ 3.** Установившаяся вертикальная скорость снижения на режиме самовращения по вертикальной траектории определяется по приближенной формуле

$$V_{\text{сн}} = 3,6 \sqrt{P}$$

Следовательно, вертикальная скорость зависит от удельной нагрузки на единицу ометаемой винтом площади  $\left(P = \frac{G}{F}\right)$  или от веса вертолета. Чем больше

удельная нагрузка, тем больше вертикальная скорость. На большой высоте вертикальная скорость будет больше, чем у земли, и с увеличением высоты увеличивается.

**Вопрос 2.** Чем определяются и от чего зависят условия самовращения элемента лопасти?

**Ответ 1.** Условия самовращения элемента лопасти определяются наклоном элементарной аэродинамической силы относительно оси втулки несущего винта. Если сила направлена параллельно оси втулки, то ее проекция на плоскость вращения равна нулю, и самовращение будет установившимся. Если вектор силы  $\Delta R$  наклонен относительно оси втулки на угол  $-\gamma$  вперед — самовращение ускоренное. Если вектор силы  $\Delta R$  наклонен на угол  $\gamma$  назад — самовращение замедленное. Наклон вектора  $\Delta R$  зависит от шага элемента лопасти и прироста угла атаки  $\left(\Delta\alpha = \arctg \frac{V_{сн}}{u}\right)$ . Чем меньше шаг и больше  $\Delta\alpha$ , тем больше наклон вперед вектор  $\Delta R$ .

**Ответ 2.** Условия самовращения элемента лопасти определяются аэродинамическим качеством  $K = \frac{Y}{X}$ . Чем выше аэродинамическое качество, тем меньше угол качества  $\theta_k$ , тем больше наклон вперед вектор силы  $\Delta R$  и тем больше будет число оборотов несущего винта. Так как качество и угол качества зависят от угла атаки, то и условия самовращения определяются углом атаки. При невыгоднейшем угле атаки вектор силы  $\Delta R$  имеет наибольший наклон вперед, поэтому режим самовращения будет ускоренный. При углах атаки больше и меньше невыгоднейшего самовращение элемента лопасти будет замедленное.

**Ответ 3.** Условия самовращения элемента лопасти определяются наклоном элементарной полной аэродинамической силы  $\Delta R$  относительно оси втулки несущего винта. Если вектор этой силы наклонен вперед, то элемент лопасти будет иметь ускоренное самовращение, если назад — замедленное. При параллельном направлении  $\Delta R$  и оси втулки — самовращение установившееся. Наклон силы  $\Delta R$  зависит от прироста угла атаки  $\Delta\alpha$ , образованного за счет вертикальной скорости снижения  $\left(\Delta\alpha = \arctg \frac{V_{сн}}{\omega r}\right)$ . Чем больше вертикальная скорость, тем больше  $\Delta\alpha$ , тем больше наклон силы  $\Delta R$ , тем больше число оборотов несущего винта.

**Вопрос 3.** Изменение условий самовращения у различных элементов лопасти.

**Ответ 1.** Различные элементы лопасти имеют различные условия самовращения. Эти условия определяются геометрической круткой лопасти, т. е. величиной установочного угла элемента и величиной прироста угла атаки, вызванного вертикальной скоростью снижения. У корневых элементов лопасти установочные углы больше, чем у концевых. Увеличение установочных углов приводит к замедлению самовращения.

Прирост угла атаки  $\left(\Delta\alpha = \arctg \frac{V_{сн}}{\omega r}\right)$  зависит только от  $r$ , значит величина его больше у корневых элементов. Чем больше  $\Delta\alpha$ , тем более ускоренным будет самовращение. Влияние на самовращение прироста угла атаки больше, чем влияние геометрической крутки, поэтому корневые элементы будут находиться в условиях ускоренного, а концевые — в условиях замедленного самовращения.

**Ответ 2.** Условия самовращения разных элементов лопасти различны. Условия самовращения определяются наклоном вектора силы  $\Delta R$ , а он, в свою очередь, зависит от шага элемента лопасти. Следовательно, условия самовращения определяются шагом данного элемента. Вследствие геометрической крутки каждый элемент имеет свой шаг. У корневых элементов он больше, значит у этих элементов вектор силы  $\Delta R$  больше отклонен назад, самовращение

замедленное. Концевые элементы имеют меньший шаг, поэтому они находятся в условиях ускоренного самовращения.

**Ответ 3.** Условия самовращения различных элементов лопасти определяются геометрической круткой, окружной скоростью  $\omega r$  элемента лопасти и индуктивной скоростью. Корневые элементы лопасти имеют вследствие геометрической крутки больший шаг и большую индуктивную скорость, поэтому у них будет меньшая вертикальная скорость потока. За счет большего установочного угла и малой вертикальной скорости уменьшится прирост угла атаки  $\left(\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{V_{\text{сн. э}}}{\omega r}\right)$ , следовательно, вектор силы  $\Delta R$  отклонится назад.

Вывод: у корневых элементов самовращение замедленное, у концевых — ускоренное.

**Вопрос 4.** Изменение условий самовращения элемента лопасти по азимуту при планировании вертолета.

**Ответ 1.** При планировании вертолета на режиме самовращения несущего винта условия обтекания элемента лопасти непрерывно меняются. Поэтому будут меняться и условия самовращения. У наступающей лопасти результирующая скорость будет непрерывно увеличиваться ( $W = u + V \sin \psi$ ). Это приведет к увеличению элементарной силы  $\Delta R$  и к ускорению самовращения. У отступающей лопасти результирующая скорость каждого элемента уменьшается и в азимуте  $\psi = 270^\circ$  достигает минимума ( $W = u - V$ ). Следовательно, и сила  $\Delta R$  уменьшится, и самовращение будет замедленным. Каждый элемент лопасти поочередно становится то «ведущим», то «ведомым», то «ведущей», то «ведомой» лопасти. Большинство элементов будет «ведущими», у отступающей — «ведомыми».

**Ответ 2.** При планировании вертолета условия самовращения каждого элемента зависят от азимута лопасти. При изменении азимута меняется результирующая скорость элемента ( $W = u + V \sin \psi$ ). В азимуте  $90^\circ$  она достигнет максимальной величины, поэтому прирост угла минимален  $\left(\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta}{\omega r + V_{\text{пл}} \cos \theta}\right)$

Вектор силы  $\Delta R$  отклонится назад, и самовращение будет замедленным.

В азимуте  $270^\circ$  результирующая скорость элемента минимальна  $\left(\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta}{u - V_{\text{пл}} \cos \theta}\right)$ . Наклон вектора силы  $\Delta R$  вперед будет наибольшим, и самовращение будет ускоренным. Вывод: при планировании отступающая лопасть создает крутящий момент и «ведет» наступающую лопасть, которая образует тормозящий момент.

**Ответ 3.** Особенности самовращения элемента лопасти при планировании вертолета определяются двумя причинами:

изменением результирующей скорости обтекания элемента по азимуту; наличием маховых движений и вертикальной скорости взмаха.

В азимуте  $90^\circ$  результирующая скорость максимальная, вертикальная скорость взмаха также максимальная и направлена вверх, угол

$$\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta - V_{\text{вз}}}{u + V_{\text{пл}} \cos \theta}$$

наименьший, поэтому вектор силы  $\Delta R$  направлен назад, и самовращение будет замедленным.

В азимуте  $270^\circ$  результирующая скорость обтекания наименьшая, а вертикальная скорость взмаха наибольшая, но направлена вниз, угол

$$\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{V_{\text{пл}} \sin \theta + V_{\text{вз}}}{u - V_{\text{пл}} \cos \theta}$$

наибольший, поэтому вектор силы  $\Delta R$  направлен вперед, и самовращение элемента лопасти ускоренное.

Вывод: отступающая лопасть создает крутящий момент, а наступающая лопасть — тормозящий, но самовращение винта будет установившимся.

**Вопрос 5.** От чего зависит минимальная вертикальная скорость снижения при планировании вертолета?

**Ответ 1.** Вертикальная скорость снижения при планировании вертолета определяется по формуле  $V_{сн} = V_{пл} \sin \theta$ , т. е. она зависит от скорости по траектории и угла планирования. Скорость по траектории зависит от наклона оси конуса вращения вперед или назад. Угол планирования определяется подъемной силой и зависит от шага несущего винта: чем больше шаг, тем больше подъемная сила и тем меньше угол планирования и вертикальная скорость снижения.

**Ответ 2.** Вертикальная скорость при планировании вертолета определяется по формуле  $V_{сн} = V_{пл} \sin \theta$ . Так как при планировании движущей силой является сила веса  $G_2 = G \sin \theta$ , то, следовательно, работа силы веса в единицу времени будет эквивалентна мощности, подводимой к винту.

$$G_2 V_{пл} = N_{Г} = G \sin \theta V_{пл} = G V_{сн}.$$

Откуда

$$V_{сн} = \frac{N_{Г}}{G}; \quad V_{сн, \min} = \frac{N_{Г, \min}}{G}.$$

Таким образом, минимальная вертикальная скорость при планировании зависит от веса и высоты полета. Скорость планирования по траектории должна быть равна экономической скорости горизонтального полета.

Глава

**X**

## **ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА**

### **§ 66. Взлет**

Взлет вертолета является неустановившимся ускоренным видом полета. При взлете скорость изменяется от  $V=0$  до скорости, при которой происходит установившийся набор высоты. Чаще всего эта скорость равна экономической скорости горизонтального полета. В зависимости от полетного веса, атмосферных условий, высоты аэродрома над уровнем моря, наличия препятствий взлет может быть выполнен по-вертолетному, по-самолетному и по-вертолетному с использованием «воздушной подушки» и без использования.

Иногда перед взлетом или в процессе взлета вертолет передвигается по земле, т. е. выполняет руление. Руление на вертолете существенно отличается от руления на самолете.

**Особенности руления на вертолете.** Руление осуществляется за счет движущей силы  $P$ , которая уравнивает силы трения колес  $F_{тр}$  (рис. 87, а). Реактивный момент несущего винта уравнивается моментом тяги рулевого винта. Основные отличия руления на вертолете:

1) наличие большой подъемной силы, которая является составляющей тяги несущего винта и уменьшает силу давления колес на землю, т. е. опорную реакцию. В результате трение колес

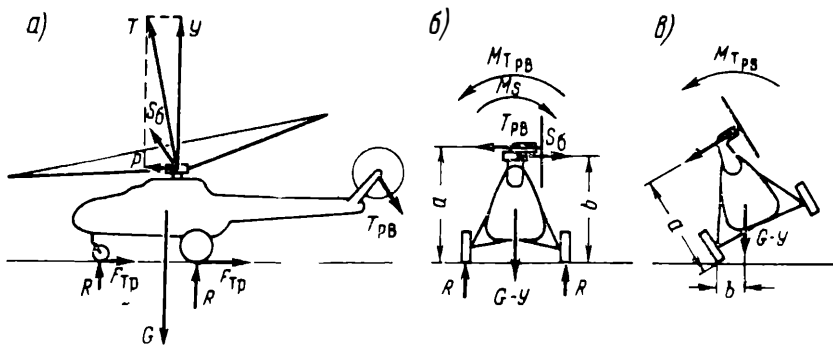


Рис. 87. Силы, действующие на вертолет при рулении

о землю уменьшается и увеличивается возможность опрокидывания вертолета;

2) наличие боковых сил: тяги рулевого винта и боковой составляющей тяги несущего винта (рис. 87, б). Эти силы относительно точек опоры колес дают большие опрокидывающие моменты, которые уравниваются друг друга. Но при изменении одной из боковых сил опрокидывающий момент оказывается неуравновешенным и вызывает опрокидывание вертолета (рис. 87, в);

3) при действии движущей силы  $P$  возникает большой капотирующий момент, вследствие чего создается большая нагрузка на передние колеса (колесо) шасси.

Поэтому руление на вертолете нужно выполнять более осторожно, чем на самолете. Скорость руления не должна превышать 10—15 км/ч, поверхность площадки, по которой происходит руление, должна быть ровной. Не разрешается выполнять руление при сильном боковом ветре, так как это может привести к опрокидыванию вертолета.

**Взлет по-вертолетному** является основным видом взлета (рис. 88). При этом взлете выполняется вертикальный отрыв и на высоте 1,5—2 м производится контрольное висение (проверяется работа несущего винта, двигателя и оборудования). Затем вертолет переводят в набор высоты по наклонной траектории с одновременным увеличением скорости. При этом переходе возможно «проседание» вертолета, т. е. уменьшение высоты, а иногда и удар колесами о землю. Такое явление вызывается наклоном оси конуса несущего винта вперед для создания движущей силы  $P$ , в результате чего уменьшается вертикальная составляющая тяги несущего винта. Поэтому одновременно с наклоном оси конуса несущего винта вперед нужно увеличивать силу тяги путем увеличения шага винта.

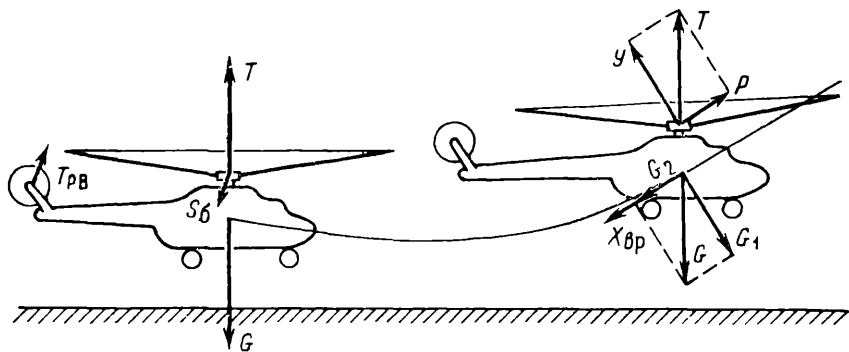


Рис. 88. Взлет по-вертолетному

Когда вертолет наберет высоту 20—25 м или окажется выше окружающих препятствий, взлет считается законченным. К этому времени обычно заканчивается и разгон, т. е. увеличение скорости по траектории до наиболее выгодной скорости набора высоты, которая соответствует экономической скорости горизонтального полета. Но такой взлет не выполним, если:

вертолет перегружен (не хватает мощности двигателя для выполнения висения вне зоны влияния «воздушной подушки»);

высокая температура воздуха (мощность двигателя уменьшается);

взлет выполняется с высокогорного аэродрома (на данной высоте малая плотность воздуха, в результате чего возникает недостаток располагаемой мощности). В этих случаях производят взлет «по-самолетному».

**Взлет по-самолетному.** При взлете по-самолетному вертолет выполняет разбег по земле, затем отрыв и переход к набору высоты по наклонной траектории (рис. 89). При таком взлете используется основное преимущество работы несущего винта на режиме косо го обтекания — увеличение тяги, развиваемой винтом при увеличении скорости набегающего на несущий винт потока воздуха (см. рис. 68).

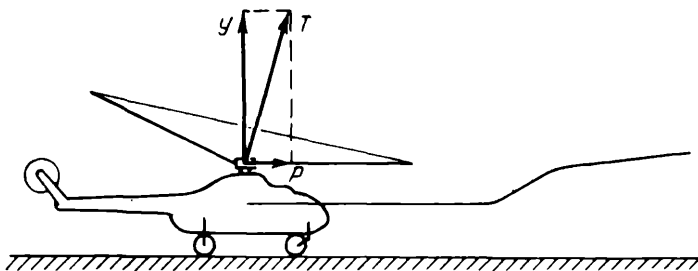


Рис. 89. Взлет по-самолетному

В результате увеличения силы тяги возрастает подъемная сила. Когда она становится несколько больше силы веса, вертолет отрывается от земли и переходит к набору высоты по наклонной траектории при дальнейшем увеличении скорости полета. По кривым потребной и располагаемой мощностей горизонтального полета (см. рис. 63, *a*) видно, что даже при небольшом увеличении скорости мощность, потребная для горизонтального полета, резко уменьшается. И если при  $V=0$  взлет невозможен из-за недостатка мощности, то при скорости 40—50 км/ч образуется значительный избыток мощности, что и позволяет вертолету перейти на режим набора высоты с одновременным увеличением скорости полета.

Для взлета по-самолетному необходим аэродром или, по крайней мере, хотя бы небольшая ровная площадка. Длина разбега при взлете с полетным весом, превышающим на 10—15% полетный вес, при взлете по-вертолетному 50—100 м. При этом скорость отрыва 50—70 км/ч (при ускорении на разбеге 2—2,2 м/сек<sup>2</sup>), время разбега 7—10 сек.

Разбег выполняется на всех колесах шасси. На некоторых вертолетах (например Ми-6) последняя часть разбега заканчивается на носовом колесе. При такой технике разбега ускорение увеличивается за счет наклона продольной оси фюзеляжа и увеличения в результате этого движущей силы  $P$ . Взлет вертолета считается законченным при наборе безопасной высоты (25 м) и скорости по траектории, близкой к экономической скорости горизонтального полета.

**Взлет по-вертолетному с использованием воздушной подушки.** При взлете по-самолетному на разбеге по неровной поверхности могут возникнуть вибрации. Тогда взлет выполняется с использованием воздушной подушки (рис. 90). При таком взлете вертолет отрывается вертикально, используя повышенную тягу несущего винта в зоне влияния воздушной подушки (высота от плоскости вращения несущего винта до земли не превышает  $R$ ).

После отрыва и висения в зоне воздушной подушки вертолет переводится на выдерживание, т. е. полет на малой высоте с увеличением скорости. На выдерживании по мере увеличения скорости уменьшается влияние воздушной подушки, но увеличивается эффективность косо обтекания, в результате чего сила тяги

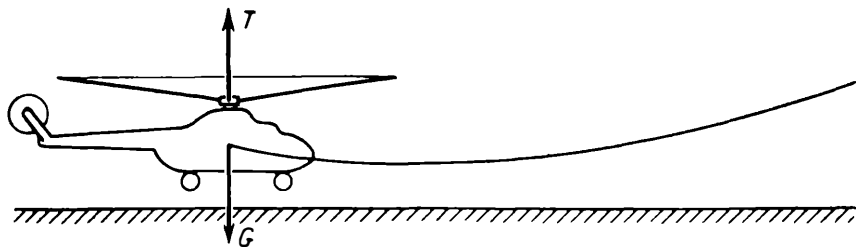


Рис. 90. Взлет на воздушной подушке

несущего винта увеличивается, что и позволяет перевести вертолет в набор высоты по наклонной траектории. Для выполнения такого взлета необходимо иметь довольно ровную площадку, т. е. на ней не должно быть больших канав и обрывов, где исчезает влияние воздушной подушки.

В некоторых случаях все рассмотренные выше способы взлета неприменимы вследствие препятствий, окружающих площадку. Тогда взлет выполняется без использования воздушной подушки, т. е. выполняется отрыв и контрольное висение, затем вертикальный набор высоты. На высоте 5—10 м выше окружающих препятствий вертолет переводят на набор высоты по наклонной траектории с одновременным разгоном до экономической скорости. Вертикальный взлет применяется редко, потому что требует повышенной мощности и производится в опасной зоне. Если достаточного запаса мощности нет, а взлет выполнять необходимо, то в этом случае надо уменьшить вес вертолета.

## § 67. Посадка

Посадкой называется неустановившийся полет с высоты 25—50 м с уменьшением скорости и последующим приземлением. Посадка вертолета может быть выполнена по-вертолетному, по-самолетному, на режиме самовращения, при планировании по наклонной траектории и с подрывом.

**Посадка по-вертолетному** является основным способом посадки при работающем двигателе. Она включает следующие этапы (рис. 91):

- 1) планирование с уменьшением скорости по траектории и вертикальной скорости снижения;
- 2) зависание на высоте 2—3 м над площадкой;
- 3) вертикальное снижение;
- 4) приземление.

При заходе на посадку вертолет выполняет установившееся снижение с работающим двигателем по наклонной траектории.

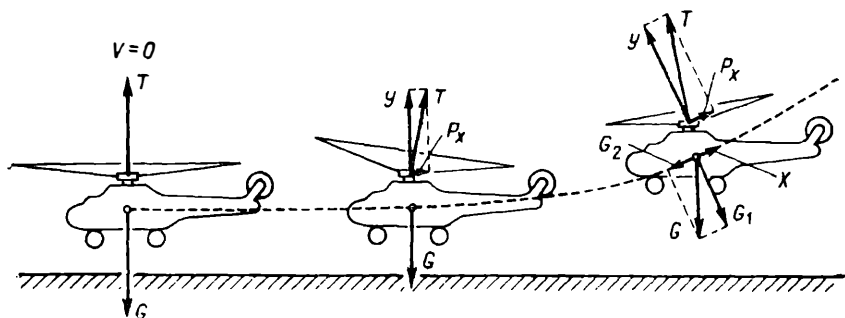


Рис. 91. Посадка по-вертолетному



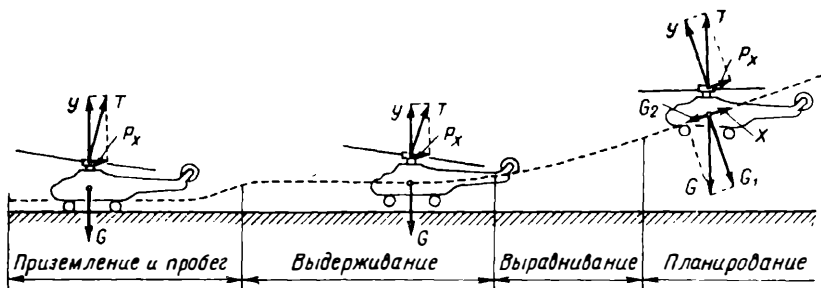


Рис. 92. Посадка по-самолетному

На высоте 40—50 м начинается уменьшение скорости по траектории при сохранении постоянного угла снижения. Движение вертолета на этом этапе обеспечивается следующими условиями:

$$Y = G_1 = G \cos \theta \text{ (постоянство угла снижения);}$$

$$P_x + X_{вр} > G_2 \text{ (уменьшение скорости);}$$

$$T_{р.в} = S_б \text{ (отсутствие бокового перемещения);}$$

$M_p = M_{р.в}$  и  $\Sigma M_{ц.т} = 0$  (постоянство направления полета, т. е. отсутствие вращения вокруг главных осей вертолета).

Торможение вертолета достигается за счет отклонения вектора силы тяги несущего винта назад и увеличения составляющей тяги  $P_x$ . При достижении скорости 50—60 км/ч уменьшается вертикальная скорость снижения за счет увеличения шага несущего винта и его силы тяги. Вертолет выходит из угла снижения и движется параллельно земной поверхности на высоте 2—3 м. При этом движении по инерции скорость уменьшается до нуля, и вертолет зависает над площадкой приземления, ориентируясь относительно ее центра. Если заход на посадку происходит не строго против ветра, то вертолет поворачивается вокруг вертикальной оси, чтобы занять положение против ветра. Затем осуществляется вертикальное снижение с малой скоростью, чтобы избежать грубого удара колесами о землю.

**Посадка по-самолетному** выполняется при тех же условиях, что и взлет. Она включает следующие этапы (рис. 92): планирование с высоты 25—30 м, выравнивание, выдерживание, приземление и пробег. При снижении теряется высота, но сохраняются постоянными скорость и угол снижения. Снижение производится с работающим двигателем. На высоте 7—10 м при увеличении силы тяги и подъемной силы вертолет выводится из угла снижения.

Выравнивание заканчивается на высоте 1—0,5 м, при этом уменьшается горизонтальная составляющая скорости, так как составляющая силы веса  $G_2$  уменьшается до нуля. После выравнивания вертолет имеет еще сравнительно большую скорость, которая уменьшается на выдерживании. При скорости 30—40 км/ч приземление выполняется на основные колеса шасси. При этом

нужно обращать внимание на то, чтобы не опускался хвост, так как можно поломать хвостовую опору и рулевой винт. После приземления выполняется пробег, во время которого уменьшается тяга несущего винта. Для посадки по-самолетному нужен аэродром или ровная площадка с твердым грунтом.

**Посадка в особых условиях.** Если площадка приземления окружена препятствиями, то посадка совершается по-вертолетному без использования «воздушной подушки». Зависание выполняется против ветра на высоте 5—10 м над препятствиями для ориентировки вертолета по центру площадки. Затем выполняется вертикальное снижение со скоростью не более 2 м/сек, чтобы избежать режима вихревого кольца. По мере снижения вертолета скорость необходимо уменьшать: до 0,2—0,3 м/сек к моменту приземления. Поэтому подобную посадку можно выполнить только в том случае, если имеется достаточный запас мощности для висения вне зоны влияния «воздушной подушки». Эта посадка применяется только в случае крайней необходимости, так как при отказе двигателя на высоте более 10 м (в опасной зоне) не гарантируется безопасность посадки.

**Посадка на режиме самовращения несущего винта при планировании по наклонной траектории.** Ранее было установлено, что при отказе двигателя полет на режиме самовращения несущего винта выгоднее выполнять не по вертикальной, а по наклонной траектории.

Посадка с планированием по наклонной траектории похожа на посадку самолета и требует ровной площадки с твердым грунтом. Она состоит из следующих этапов (рис. 93):

- 1) планирования при постоянном угле и постоянной скорости;
- 2) торможения (уменьшения угла планирования и вертикальной скорости снижения за счет использования кинетической энергии вертолета и несущего винта);
- 3) приземления;
- 4) пробега и уменьшения шага несущего винта.

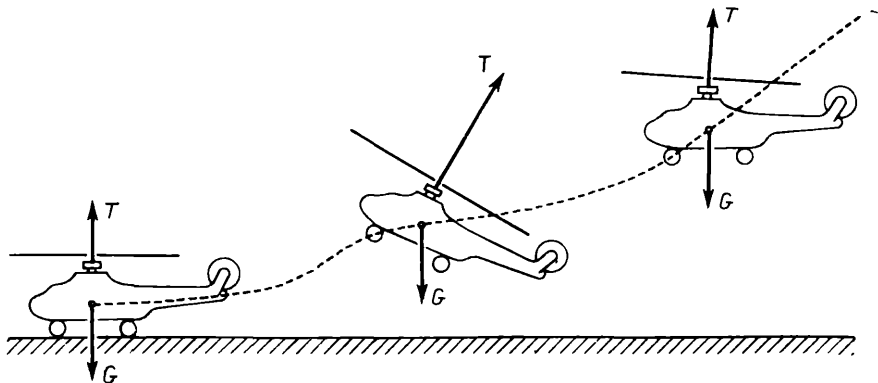


Рис. 93. Посадка на режиме самовращения несущего винта

Преимущество такой посадки заключается в том, что вертолет имеет значительно меньшую вертикальную скорость снижения и лучшую управляемость. Кроме того, при полете по наклонной траектории вертолет обладает значительной кинетической энергией, которая используется для уменьшения вертикальной скорости снижения перед приземлением. Следовательно, при планировании вертолета по наклонной траектории посадка более безопасна и проста. При такой посадке используется кинетическая энергия всего вертолета и кинетическая энергия несущего винта.

При планировании постоянство угла снижения обеспечивается условием

$$Y = G_1 = G \cos \theta,$$

постоянство скорости — условием (см. рис. 92):

$$G_2 = X_{\text{вп}} + P_x.$$

Скорость при планировании близка к экономической скорости горизонтального полета, но она изменяется в зависимости от скорости и направления ветра. При планировании против ветра скорость вертолета должна быть тем больше, чем больше скорость ветра.

Высота начала торможения или выравнивания на разных вертолетах различна: чем больше нагрузка на единицу площади, ометаемой винтом, тем высота больше. Например, для вертолета Ми-1 эта высота 15—20 м, для вертолета Ми-4 — 25—30 м. Торможение достигается отклонением оси конуса несущего винта назад. При этом увеличивается угол атаки несущего винта и прирост угла атаки каждого элемента лопасти, что приводит к росту силы тяги несущего винта и числа оборотов. Следовательно, уменьшится угол планирования и скорость по траектории. После отклонения оси конуса назад надо увеличить общий шаг несущего винта до максимального. Это приведет к дальнейшему увеличению силы тяги и уменьшению вертикальной скорости снижения. Вертолет при этом будет некоторое время двигаться параллельно земной поверхности, аналогично движению самолета при выдерживании. Высота к концу такого движения уменьшается до 0,5—0,3 м и вертолет приземляется с вертикальной скоростью, близкой к нулю.

При выравнивании и выдерживании нос вертолета поднимается. В таком положении приземляться нельзя, так как это грозит поломкой рулевого винта. Поэтому перед приземлением нос вертолета опускается отклонением рычагов управления вертолетом. Увеличение шага несущего винта приводит не только к увеличению силы тяги, но и к увеличению сил сопротивления вращению: число оборотов винта уменьшается, а увеличивается угол конусности (лопасти поднимаются вверх). Если после приземления не уменьшить шаг винта, то может произойти резкое падение лопастей и удар их о хвостовую балку.

**Посадка на режиме самовращения при вертикальном снижении вертолета.** Если посадка производится на небольшую площадку, ограниченную препятствиями, то ее нужно выполнять с вертикального снижения. Ранее было установлено, что вертикальная скорость снижения при полете на режиме самовращения по вертикальной траектории определяется по формуле  $V_{\text{сн}} = 3,6 \sqrt{P}$  и составляет 14—20 м/сек. Приземление с такой скоростью приведет к поломке вертолета и не гарантирует безопасности экипажа. Поэтому скорость перед приземлением уменьшается за счет использования кинетической энергии несущего винта. Такая посадка называется посадкой с подрывом. Сущность ее заключается в следующем.

На высоте 20—25 м увеличивается шаг несущего винта до максимального, причем число оборотов несущего винта должно быть максимальным, чтобы сообщить винту наибольшую кинетическую энергию (кинетическая энергия пропорциональна  $\omega^2$ ). При увеличении шага резко увеличивается тяга несущего винта (подрыв), что и приводит к уменьшению вертикальной скорости снижения до 3—5 м/сек. Такая скорость вполне может быть погашена амортизаторами шасси, и посадка будет безопасной.

При наличии ветра посадка облегчается. В этом случае вертолет разворачивается против ветра и переводится на режим наклонного планирования (угол наклона  $45^\circ$ ). За счет ветра вертолет будет сноситься назад, и относительно земли его траектория будет близкой к вертикали. При таком планировании улучшается управляемость вертолетом и несколько увеличивается сила тяги за счет косого обтекания.

Вертикальная посадка на режиме самовращения требует от летчика известного опыта и хорошего самообладания. При этой посадке возможны следующие ошибки:

1) ранний подрыв (уменьшение вертикальной скорости на большой высоте).

2) поздний подрыв, в результате чего вертикальная скорость не успеет уменьшиться и может произойти сильный удар о землю.

Из сказанного ясно, что при посадке после вертикального снижения скорость гасится не полностью. Даже при правильно выполненном подрыве она имеет значительную величину—3—5 м/сек, а иногда и больше. Это объясняется тем, что вертолет, имея перед подрывом вертикальную скорость снижения 15—

20 м/сек, обладает большой кинетической энергией  $\left( E_{\text{к}} = \frac{GV_{\text{сн}}^2}{2g} \right)$

Для полного погашения вертикальной скорости нужно затратить меньшую энергию несущего винта. Но кинетическая энергия несущего винта используется на торможение вертолета не полностью. Большая часть ее затрачивается на преодоление профильного и индуктивного сопротивления, на трение в трансмиссии, на концевые потери. Для торможения используется только пятая или

седьмая часть полной кинетической энергии несущего винта. Значит, чтобы полностью затормозить вертолет, необходимо иметь кинетическую энергию несущего винта в 5—7 раз больше кинетической энергии вертолета. В действительности кинетическая энергия несущего винта в 3 раза больше кинетической энергии вертолета.

Следовательно, полностью погасить вертикальную скорость невозможно, но уменьшить ее нужно как можно больше, а для этого увеличивают энергию вращения несущего винта, которая будет пропорциональна массе лопастей и квадрату угловой скорости вращения

$$E_{\omega} = \frac{j\omega^2}{2},$$

где  $E_{\omega}$  — кинетическая энергия вращения;  
 $j$  — момент инерции несущего винта;

$$j = \frac{G_{\text{л}}k}{3g} R^2.$$

Подставив в формулу значение момента инерции вращения, получим

$$E_{\omega} = \frac{G_{\text{л}}kR^2}{6g} \omega^2 = \frac{G_{\text{л}}ku^2}{6g}.$$

Из формулы видно, что для безопасной посадки на режиме самовращения необходимо иметь более тяжелые лопасти.

Г л а в а

## XI

### РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

#### § 68. Центр тяжести и центровка вертолета

Центром тяжести вертолета называется точка приложения вектора его силы веса. Центр тяжести является условной точкой, вокруг которой вертолет вращается. Для характеристики вращательных движений приняты три главные оси вращения (связанная система координат), которые проходят через центр тяжести вертолета (рис. 94, а). Продольная ось  $o-x_1$  расположена в плоскости симметрии и проходит вдоль фюзеляжа параллельно площади вращения втулки несущего винта. Поперечная ось  $o-z_1$  проходит через центр тяжести перпендикулярно плоскости симметрии и направлена в правую сторону. Вертикальная ось  $o-y_1$  проходит через центр тяжести, расположена в плоскости симметрии перпендикулярно продольной оси и направлена вверх.

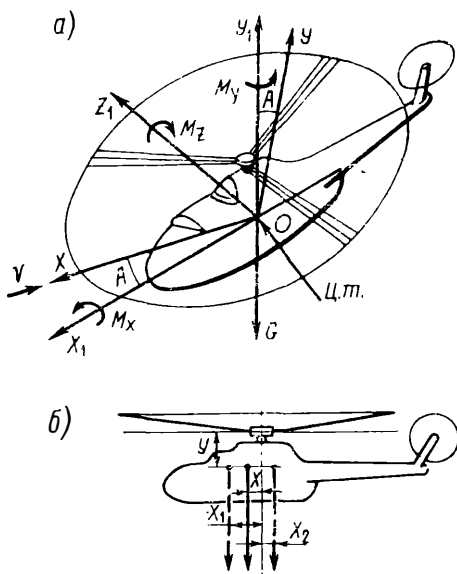


Рис. 94. Центровка вертолета:

а — центр тяжести вертолета; б — центровка вертолета:

$x_1$  — предельно передняя;  $x_2$  — предельно задняя

Если внешняя сила, действующая на вертолет, проходит через центр тяжести вертолета, то ее момент будет равен нулю, и вертолет не будет иметь вращательного движения. Если внешняя сила проходит вне центра тяжести, то она образует момент относительно какой-либо оси, под действием которого вертолет будет поворачиваться.

Если на вертолете грузы закреплены неподвижно, то центр тяжести не перемещается независимо от того, какое положение занимает вертолет в воздухе. При перемещении грузов будет перемещаться и центр тяжести. Поэтому нужно точно знать, где находится центр тяжести вертолета. Положение центра тяжести определяется центровкой вертолета. Центровкой вертолета

называется расстояние  $x$  от оси втулки несущего винта до центра тяжести, выраженное в миллиметрах, и расстояние  $y$  от центра тяжести до плоскости вращения втулки (рис. 94, б).

Расстояние  $x$  называют горизонтальной, а расстояние  $y$  — вертикальной центровками.

Если центр тяжести расположен впереди оси втулки, центровка называется передней и обозначается  $+x$ . Если центр тяжести расположен сзади оси втулки — называется задней и обозначается  $-x$ . Каждый вертолет имеет строго ограниченные пределы центровки. Предел передней центровки значительно больше предела задней.

Например, у вертолета Ми-1 предельно передняя центровка  $+x_{пр} = 150$  мм, предельно задняя  $-x_{пр} = -53$  мм.

Перед каждым полетом необходимо точно знать центровку вертолета. Центровка изменяется при изменении загрузки вертолета. На каждом вертолете инструкцией по эксплуатации указаны места, где должны располагаться наиболее тяжелые грузы. Этой же инструкцией определяется порядок расчета центровки, который сводится к следующему. Необходимо знать исходный вес вертолета (вес при определенной нагрузке) и исходную центровку. Эти данные приведены в техническом описании вертолета. Кроме того,

нужно знать вес грузов и места их крепления. Расстояние от оси втулки несущего винта до грузов измеряют в метрах. Подсчитывают суммарный момент относительно оси втулки несущего винта, определяют новый вес вертолета как сумму исходного веса и веса всех грузов. Определяют новую центровку по формуле

$$x = \frac{\Sigma M}{\Sigma G}.$$

**Пример** расчета центровки для вертолета Ми-1 по следующим данным:

- 1) исходный вес вертолета 1930 кг;
- 2) исходная центровка 123 мм;
- 3) пределы центровки +150; -53;
- 4) на вертолет дополнительно положили грузы:
  - $G_1 = 85$  кг (на расстоянии  $l_1 = 1,2$  м впереди оси втулки);
  - $G_2 = 38$  кг (на расстоянии  $l_2 = 1,4$  м сзади оси втулки);
  - $G_3 = 105$  кг (на расстоянии  $l_3 = 0,5$  м впереди оси втулки);
- 5) с вертолета сняли груз  $G_4 = 72$  кг, который находился на расстоянии  $l_4 = 0,6$  сзади оси втулки.

**Решение.** Определим моменты исходного веса и веса каждого груза

$$M_{исх} = G_{исх} X_{исх} = 1930 \cdot 0,123 = 238 \text{ кгм};$$

$$M_1 = 85 \cdot 1,2 = 104 \text{ кгм};$$

$$M_2 = 38 \cdot (-1,4) = -53 \text{ кгм};$$

$$M_3 = 105 \cdot 0,5 = 52 \text{ кгм};$$

$$M_4 = (-72) \cdot (-0,6) = 43 \text{ кгм};$$

$$\Sigma M = 238 + 104 - 53 + 52 + 43 = 384 \text{ кгм};$$

$$\Sigma G = 1930 + 85 + 38 + 105 - 72 = 2086 \text{ кг}.$$

Определяем новую центровку

$$x_{нов} = \frac{\Sigma M}{\Sigma G} = \frac{384}{2086} = 0,184 \text{ м}.$$

Таким образом, центр тяжести вертолета вышел за пределы передней центровки на расстояние

$$\Delta x = 184 - 150 = 34 \text{ мм}.$$

Следовательно, при данной центровке полет выполнять нельзя, вертолет будет неуправляем. Необходимо какой-либо из грузов передвинуть назад.

Определим, насколько надо передвинуть назад груз  $G_{груз} = 105$  кг, чтобы центровка была +150 мм?

**Решение.**

1. Определим момент, необходимый для изменения центровки на 34 мм.

$$\Delta M = G_{нов} \Delta x = 2086 \cdot 0,034 = 70,9 \text{ кгм}$$

2. Определим расстояние, на которое нужно передвинуть груз

$$l = \frac{\Delta M}{G_{груз}} = \frac{70,9}{105} = 0,67 \text{ м}.$$

## § 69. Общая характеристика равновесия вертолета

Равновесием называется такое состояние вертолета, при котором он движется прямолинейно с постоянной скоростью и не вращается вокруг своих главных осей (вокруг центра тяжести).

Из определения вытекают и условия равновесия. Согласно первому закону Ньютона, тело движется равномерно и прямолинейно, если на него не действуют внешние силы. Следовательно, необходимо, чтобы сумма сил, действующих на вертолет, была равна нулю

$$\sum F_{ц.т} = 0.$$

Второй признак равновесия (отсутствие вращения) будет иметь место при условии, что сумма моментов сил, действующих на вертолет, равна нулю

$$\sum M_{ц.т} = 0.$$

Моменты относительно поперечной оси  $o-z$  называются продольными ( $M_z$ ). Под действием этого момента вертолет кабрирует (поднимает нос) или пикирует (опускает нос). Моменты относительно продольной оси  $o-x_1$  называются поперечными или кренящими ( $M_x$ ). Моменты относительно вертикальной оси  $o-y_1$  называются путевыми ( $M_y$ ). Общее замечание о знаке моментов: положительным считается момент, который вызывает поворот вертолета по часовой стрелке, если смотреть по направлению оси.

Равновесие вертолета имеет место при всех установившихся режимах полета. Условия установившегося полета, которые мы раньше рассматривали, являются условиями равновесия, записанными в развернутом виде. Правда, эти условия записаны применительно к скоростной системе координат. Скоростной или поточной системой координат называется система, связанная с вектором скорости полета. В этой системе продольная ось обозначается  $o-x$  и совпадает по направлению с вектором скорости (см. рис. 94, а). Угол между осями  $o-x_1$  и  $o-x$  связанной и поточной систем координат равен углу атаки несущего винта А. Угол между продольной осью поточной системы координат и плоскостью симметрии вертолета называется углом скольжения. Если вектор скорости полета расположен в плоскости симметрии, то угол скольжения равен нулю. При отсутствии скольжения поперечные оси связанной и поточной систем координат совпадают. Угол между вертикальными осями  $o-y_1$  и  $o-y$  связанной и поточной систем координат равен углу атаки несущего винта.



Возьмем для примера условия горизонтального полета вертолета:

$$\begin{aligned}
 Y &= G \quad \text{или} \quad Y - G = 0; \\
 P &= X_{\text{вр}} \quad \text{или} \quad P - X_{\text{вр}} = 0; \\
 T_{\text{р. в}} &= S_6 \quad \text{или} \quad T_{\text{р. в}} - S_6 = 0.
 \end{aligned}$$

Из этих равенств видно, что сумма сил, действующих на вертолет по вертикальной, продольной и поперечной осям поточной системы координат, равна нулю. Следовательно, эти три равенства выражают первый признак равновесия ( $\Sigma F_{\text{д. т}} = 0$ ). Четвертое условие горизонтального полета ( $\Sigma M_{\text{д. т}} = 0$ ) выражает второй признак равновесия, т. е. отсутствие вращения вокруг центра тяжести.

## § 70. Равновесие вертолета на режиме висения

Условия равновесия вертолета на режиме висения можно применить (с некоторыми дополнениями) к любому режиму полета.

**Разнос горизонтальных шарниров втулки.** У большинства современных вертолетов втулка несущего винта имеет разнос горизонтальных шарниров, т. е. расстояние между осью втулки и осью горизонтального шарнира, которое обозначается  $l_{\text{гш}}$  (рис. 95, а). Разнос горизонтальных шарниров оказывает влияние на условия равновесия, устойчивость и управляемость вертолета.

Центробежные силы, действующие на лопасти винта, передаются на горизонтальные шарниры. Когда плоскость вращения несущего винта параллельна плоскости втулки (завал оси конуса вращения отсутствует), центробежные силы лопастей находятся в одной плоскости, и их момент относительно центра втулки равен нулю.

Если ось конуса вращения несущего винта отклонится от оси втулки, то плоскость вращения несущего винта не будет параллельна плоскости вращения втулки. Центробежные силы лопастей действуют в плоскости, параллельной плоскости несущего винта (рис. 95, б).

При наличии разнаса горизонтальных шарниров между центробежными силами будет плечо  $s$ , поэтому эти силы относительно

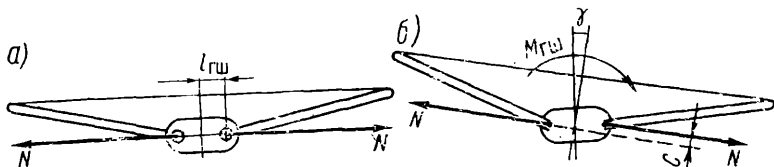


Рис. 95. Разнос горизонтальных шарниров

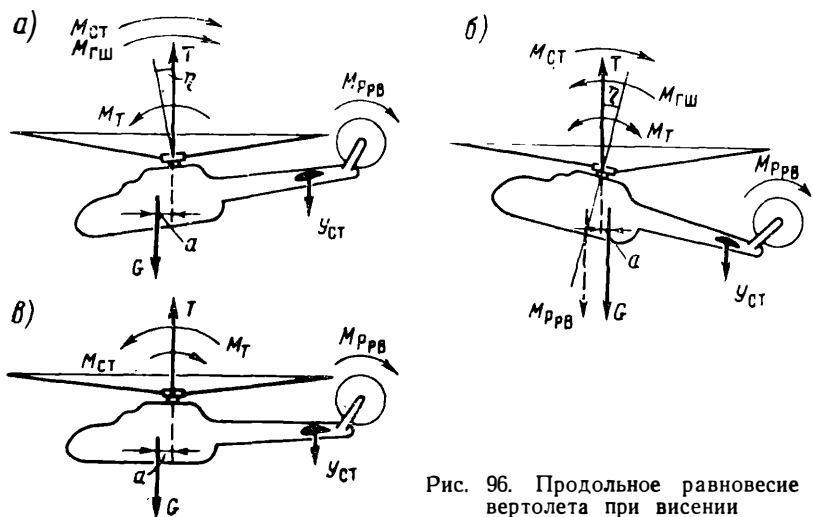


Рис. 96. Продольное равновесие вертолета при висении

центра втулки образуют момент  $M_{г. ш} = Nc$ . Этот момент поворачивает втулку несущего винта, а следовательно, и весь вертолет, так чтобы приблизить ось втулки к оси конуса вращения.

Равновесие вертолета относительно главных осей вращения можно подразделить на продольное, поперечное и путевое. Для всех этих видов общим является первый признак равновесия: равномерное прямолинейное движения или, как частный случай, на режиме висения относительный покой ( $V=0$ ). Поэтому в определениях видов равновесия первый признак опускаем, считая, что он имеет место.

**Продольным равновесием вертолета** называется такое состояние вертолета, при котором он не вращается вокруг поперечной оси. Так как скорость на режиме висения равна нулю, то силы, параллельные продольной оси вертолета, будут отсутствовать. Тогда первый признак равновесия выразится двумя равенствами:

$$T \approx G \text{ или } T - G = 0;$$

$$T_{р. в} = S_6 \text{ или } T_{р. в} - S_6 = 0.$$

Второе условие равновесия — сумма продольных моментов должна быть равна нулю:  $\Sigma M_z = 0$ .

Продольные моменты образуются (рис. 96):

силой тяги несущего винта ( $M_T = Ta$ );

подъемной силой стабилизатора ( $M_{СТ} = Y_{СТ}L_{СТ}$ );

моментом горизонтальных шарниров  $M_{г. ш} = Nc$ ;

реактивным моментом рулевого винта  $M_{РРВ}$ .

При значительной передней центровке вертолет будет висеть с опущенным носом (рис. 96, а). В этом случае момент силы тяги

несущего винта будет пикирующим, моменты горизонтальных шарниров, стабилизатора и реактивный момент рулевого винта — кабрирующими. Следовательно, второй признак продольного равновесия выразится уравнением

$$M_{г. ш} + M_{ст} + M_{р. в} = M_T$$

или

$$NC + Y_{ст}L_{ст} + M_{р. в} - Ta = 0.$$

Для выполнения этого условия ось конуса несущего винта должна быть отклонена назад. Чем более передняя центровка, тем больше должен быть угол  $\eta$  отклонения оси конуса. Если центровка выходит за пределы допустимой передней, то нельзя достигнуть продольного равновесия на висении.

Если центровка вертолета задняя или небольшая передняя, то вертолет будет висеть с поднятым носом (рис. 96, б). В этом случае ось конуса несущего винта должна быть отклонена на угол  $\eta$  вперед относительно оси втулки. Момент силы тяги несущего винта может быть положительным, отрицательным и равным нулю. Момент горизонтальных шарниров будет пикирующим. Моменты стабилизатора и рулевого винта, как и в первом случае, будут кабрирующими. Второй признак продольного равновесия будет выражен равенством

$$M_{ст} + M_{р. в} \pm M_T - M_{г. ш} = 0.$$

Если центровка вертолета выходит за пределы допустимой задней, то ось конуса вращения несущего винта до предела отклоняется вперед. В этом случае вертолет нельзя перевести на режим горизонтального полета, а если это и удается сделать, то нельзя увеличить скорость полета до максимальной.

При небольшой передней центровке возможно висение вертолета в горизонтальном положении. В этом случае ось конуса вращения несущего винта будет совпадать с осью втулки. Момент горизонтальных шарниров будет равен нулю. Момент тяги несущего винта будет пикирующим (рис. 96, в). Условие продольного равновесия выразится равенством

$$M_{ст} + M_{р. в} - M_T = 0.$$

Продольное равновесие вертолета на других режимах полета в зависимости от центровки может быть выражено одним из рассмотренных выше равенств. Но к членам этих равенств необходимо прибавить еще момент силы вредного сопротивления вертолета, который, как правило, бывает кабрирующим.

**Поперечным равновесием вертолета** называется такое состояние вертолета, при котором отсутствует вращение вокруг продольной оси. Условия поперечного равновесия в общем виде выражаются следующими равенствами:  $\Sigma F_z = 0$ , боковое перемещение отсутствует, это равенство выражает первый признак попе-

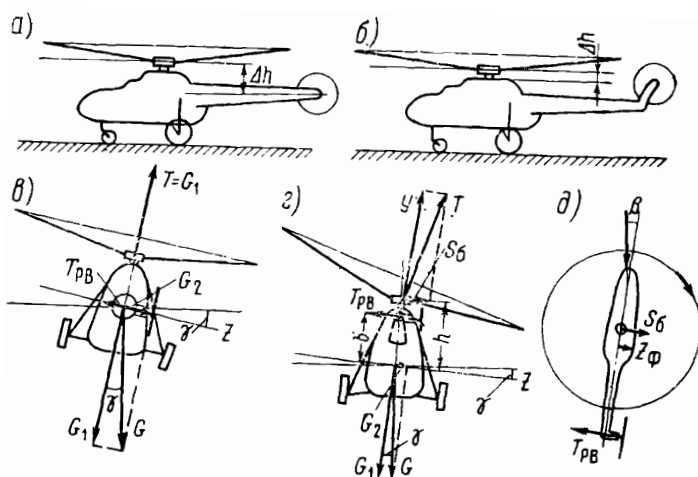


Рис. 97. Поперечное равновесие вертолета

речного равновесия;  $\Sigma M_x = 0$ , отсутствует вращение вокруг продольной оси, это равенство выражает второй признак поперечного равновесия.

Для того чтобы выразить условия поперечного равновесия через силы, действующие на вертолет при висении, и через поперечные моменты этих сил, надо рассмотреть условия равновесия одновинтового вертолета без концевой балки и одновинтового вертолета с концевой балкой.

У одновинтового вертолета без концевой балки рулевой винт расположен непосредственно на хвостовой балке (рис. 97, а).

Этот вертолет может иметь поперечное равновесие на режиме висения только при наличии крена в сторону, обратную тяге рулевого винта (рис. 97, в). При крене образуется боковая составляющая силы веса  $G_2 = G \sin \gamma$  ( $\gamma$  — угол крена). Эта составляющая уравновешивает силу тяги рулевого винта. Тогда равенство, выражающее первый признак поперечного равновесия, выразится следующим образом:

$$T_{р. в} = G_2 = G \sin \gamma \quad \text{или} \quad T_{р. в} - G_2 = 0.$$

Отсюда определим величину крена

$$\gamma = \arcsin \frac{T_{р. в}}{G}.$$

Вектор силы тяги не отклоняется от плоскости симметрии вертолета, поэтому момент силы тяги относительно продольной оси вертолета будет равен нулю. Момент горизонтальных шарниров также будет равен нулю. Сила тяги рулевого винта прило-

жена к продольной оси вертолета, и ее момент тоже будет равен нулю. Поэтому второй признак равновесия вертолета будет выражаться в общем виде равенством  $\Sigma M_x = 0$ .

Поперечное равновесие этого типа вертолета на других режимах полета может быть достигнуто таким же путем, как и на режиме висения, т. е. за счет крена; или же оно может быть обеспечено скольжением вертолета в сторону тяги рулевого винта (рис. 97, д). При скольжении образуется сила бокового давления воздуха на фюзеляж  $Z_{\phi}$ , которая уравнивает силу тяги рулевого винта

$$T_{p. в} - Z_{\phi} = 0.$$

Достоинства вертолета этого типа: меньшая нагрузка на хвостовую балку, так как отсутствует крутящий момент силы тяги рулевого винта, и меньший вес вертолета ввиду отсутствия концевой балки. К недостаткам вертолета следует отнести:

- 1) большой крен на висении, что создает неудобство для пассажиров и экипажа и затрудняет управление вертолетом;
- 2) большой крен или большое скольжение при поступательном полете, что увеличивает вредное сопротивление вертолета;
- 3) вероятность поломки рулевого винта, так как он располагается очень низко;
- 4) опасность для обслуживающего персонала при низком расположении рулевого винта.

Поэтому вертолеты без концевой балки встречаются редко.

Наличие концевой балки, на которой расположен рулевой винт, устраняет вышеперечисленные недостатки, так как поднимает рулевой винт над землей и приближает его ось к плоскости вращения несущего винта (рис. 97, б). Рассмотрим поперечное равновесие вертолета с концевой балкой (рис. 97, з). Этот вертолет, как и вертолет без концевой балки, выполняет висение с креном, но крен будет очень небольшой, около  $1^\circ$ , и практически незаметен. Необходимость крена вытекает из условий поперечного равновесия. При крене образуется боковая составляющая силы веса  $G_2 = G \sin \gamma$ . Первый признак поперечного равновесия будет выражен уравнением

$$T_{p. в} = S_6 \mp G_2 \quad \text{или} \quad T_{p. в} - (S_6 \mp G_2) = 0.$$

Для соблюдения этого условия необходимо отклонить вектор силы тяги несущего винта (ось конуса вращения) на некоторый угол в сторону, обратную направлению тяги рулевого винта; тогда образуется боковая составляющая  $S_6$ , которая вместе с силой  $G_2$  уравнивает тягу рулевого винта.

Так как рулевой винт поднят над продольной осью вертолета, образуется поперечный момент  $M_{т. в} = T_{p. в} b$ . Этот момент уравнивается моментом боковой силы  $M_s = S_6 h$  и моментом горизон-

тальных шарниров относительно продольной оси. Следовательно, второй признак поперечного равновесия будет иметь вид:

$$T_{p.в} b = S_6 h \quad M_{г. ш. х}$$

Зачем же вертолету нужен крен при висении?

Если бы не было крена, то первый признак поперечного равновесия можно записать следующим образом:

$$T_{p.в} = S_6 \quad \text{или} \quad T_{p.в} - S_6 = 0.$$

Но для получения боковой силы  $S_6$  необходимо отклонить конус вращения несущего винта, что ведет к возникновению момента горизонтальных шарниров и момента тяги рулевого винта. Если  $h = b$ , то

$$T_{p.в} = \frac{S_6 h}{b} \frac{M_{г. ш. х}}{b} = S_6 \frac{M_{г. ш. х}}{b^2},$$

т. е.  $T_{p.в} > S_6$  на  $\frac{M_{г. ш. х}}{b}$

Но  $T_{p.в} = S_6$ , поэтому получают противоречивые требования: тяга рулевого винта одновременно и больше боковой силы и равна ей, что невыполнимо, поэтому для равновесия необходим небольшой крен и боковая сила веса  $G_2$ .

При полете с поступательной скоростью поперечное равновесие достигается или за счет крена, как и на висении, или за счет скольжения, при котором образуется боковая сила давления на фюзеляж. Условие поперечного равновесия будет выражено равенствами:

$$T_{p.в} = S_6 + Z_{\phi} \quad \text{и} \quad T_{p.в} b = S_6 h \quad M_{г. ш. х}$$

**Путевым равновесием вертолета** называется такое состояние вертолета, при котором он не вращается вокруг вертикальной оси. Условия путевого равновесия:

$$\sum F_{zy} = 0; \quad \sum M_y = 0.$$

Для обеспечения последнего условия необходимо, чтобы реактивный момент был уравновешен моментами тяги рулевого винта и боковой силы тяги несущего винта. Тогда

$$M_p = M_{T_{p.в}} = T_{p.в} L_{p.в}.$$

Здесь надо отметить следующее обстоятельство. При изменении тяги несущего винта будет меняться и его реактивный момент, т. е. будет нарушаться путевое равновесие. Поэтому при изменении тяги несущего винта нужно изменить тягу рулевого винта, и путевое равновесие сохранится. Но это требование усложняет управление вертолетом.

На режимах поступательного полета с горизонтальной скоростью путевое равновесие достигается тем же путем, что на режиме висения

$$M_p = T_{p.в} L_{p.в} \pm Z_{\phi} b,$$

где  $b$  — расстояние от точки приложения силы  $Z_{\phi}$  до вертикальной оси вертолета.

## § 71. Статическая устойчивость вертолета

**Общая характеристика статической устойчивости.** Статической устойчивостью называется способность вертолета самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие после устранения причин, вызвавших это нарушение. Статическая устойчивость — это устойчивость положения. Вертолет будет обладать устойчивостью, если после нарушения равновесия у него появляются стабилизирующие моменты, т. е. моменты, направленные на восстановление прежнего положения. Статическая устойчивость усиливается за счет демпфирующих моментов. Демпфирующим моментом называется момент, направленный против колебательного движения вертолета относительно какой-либо оси. Различие между стабилизирующим и демпфирующим моментами состоит в том, что первый возникает в результате нарушения равновесия и действует после прекращения этого нарушения. Демпфирующий момент действует только в процессе нарушения равновесия и направлен в сторону, обратную отклонению.

Если в процессе нарушения равновесия и после у вертолета появляются моменты, которые еще дальше отклоняют его от прежнего положения, то такие моменты называются дестабилизирующими. Вертолет, у которого возникают дестабилизирующие моменты, называется статически неустойчивым. Вертолет, у которого в процессе нарушения равновесия и после не возникает никаких моментов, обладает безразличным равновесием и называется статически нейтральным.

Причины, нарушающие равновесие:

- 1) беспокойное состояние воздуха («болтанка»);
- 2) случайное отклонение рычагов управления;
- 3) поломка отдельных частей вертолета;
- 4) изменение центровки.

Особенностью равновесия вертолета является тесная взаимосвязь отдельных видов равновесия друг с другом. Так, например, при нарушении продольного равновесия, т. е. при повороте вертолета вокруг поперечной оси изменится угол атаки несущего винта. Это связано с изменением силы тяги и реактивного момента несущего винта. За счет изменения реактивного момента нарушится путевое равновесие. Нарушение путевого равновесия приведет

к изменению силы тяги рулевого винта и к изменению момента этой силы относительно продольной оси, значит, нарушится и поперечное равновесие вертолета. Тесная взаимосвязь видов равновесия требует от пилота постоянных действий, направленных на восстановление нарушенного равновесия, т. е. усложняет управление вертолетом. Обладает ли вертолет статической устойчивостью? Для того чтобы ответить на этот вопрос, надо рассмотреть статическую устойчивость несущего винта, статическую устойчивость фюзеляжа и влияние на нее стабилизатора и рулевого винта.

**Статическая устойчивость несущего винта по скорости.** При нарушении равновесия вертолета у несущего винта изменяются два параметра движения: скорость полета и угол атаки. Предположим, вертолет выполняет горизонтальный полет со скоростью  $V$  (рис. 98, а). По некоторым причинам скорость полета увеличилась на  $\Delta V$ . В результате увеличатся маховые движения лопастей, ось конуса вращения несущего винта отклонится назад от прежнего положения, которое на рисунке обозначено пунктиром, на угол  $\epsilon$ . Завал оси конуса приведет к возникновению силы  $P_x$ , направленной против полета. Под действием этой силы скорость несущего винта будет уменьшаться.

Если скорость полета уменьшится на  $\Delta V$  (рис. 98, б), то ось конуса вращения отклонится вперед, образуется сила  $P_x$ , направленная по полету, и скорость полета будет увеличиваться. Вывод: несущий винт обладает статической устойчивостью по скорости.

**Статическая устойчивость несущего винта по углу атаки.** Вертолет выполняет горизонтальный полет, при этом угол атаки несущего винта  $A$ . Под действием вертикального потока воздуха вертолет опустил нос и угол атаки несущего винта уменьшился на  $\Delta A$  (рис. 99, а). До нарушения равновесия вектор силы тяги несущего винта проходил через центр тяжести вертолета и момент силы тяги был равен нулю. При нарушении равновесия вектор силы тяги  $T$  отклонился вперед и относительно поперечной оси вертолета образовался момент  $M_z = T_1 a$ , который поворачивает вертолет и несущий винт в сторону уменьшения угла атаки. Следовательно, этот момент будет дестабилизирующим.

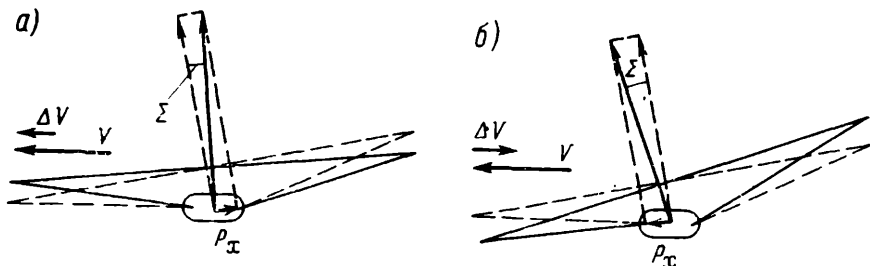


Рис. 98. Устойчивость несущего винта по скорости



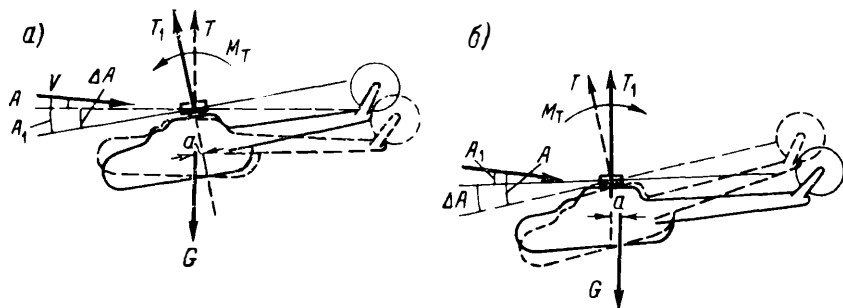


Рис. 99. Устойчивость несущего винта по углу атаки

Если по какой-то причине угол атаки несущего винта увеличится (рис. 99, б), то вектор силы тяги отклонится назад, образуется кабрирующий момент  $M_z = T_1 a$ , под действием которого угол атаки будет возрастать. Образуется дестабилизирующий момент тяги. Вывод: несущий винт по углу атаки неустойчив.

**Статическая устойчивость фюзеляжа вертолета.** На статическую устойчивость вертолета наибольшее влияние после несущего винта оказывает фюзеляж. Фюзеляж одновинтового вертолета обладает статической неустойчивостью относительно всех трех осей. Для улучшения продольной статической устойчивости при горизонтальном полете на хвостовой части фюзеляжа устанавливается небольшой стабилизатор. На режиме висения и при полете с малой скоростью стабилизатор практически не оказывает влияния на продольную статическую устойчивость. Но с увеличением скорости полета и по мере уменьшения угла атаки продольная неустойчивость, которая имеет место на висении, уменьшается и на отрицательных углах атаки фюзеляж со стабилизатором обладает продольной статической устойчивостью. Так, фюзеляж вертолета Ми-1 обладает статической устойчивостью на углах атаки от  $-10$  до  $-2^\circ$ . На положительных углах атаки фюзеляж обладает безразличным продольным равновесием.

**Стабилизатор вертолета управляемый.** Управление стабилизатором осуществляется с помощью ручки «шаг-газ». При отклонении ручки вверх увеличиваются шаг несущего винта и установочный угол стабилизатора. Управляемый стабилизатор дает возможность фюзеляжу вертолета наклоняться на отрицательный угол при максимальной скорости полета. Если бы угол стабилизатора был постоянным, то при наклоне фюзеляжа на отрицательный угол атаки на стабилизаторе возникла бы большая отрицательная подъемная сила, которая создавала бы большой кабрирующий момент, препятствующий наклону фюзеляжа. При уменьшении шага винта установочный угол стабилизатора становится отрицательным, образуется кабрирующий момент, который способствует переходу несущего винта на режим самовращения. Угол

атаки несущего винта становится положительным и за счет прироста угла каждого элемента лопасти увеличивается число оборотов.

На статическую устойчивость фюзеляжа оказывает влияние рулевой винт. За счет рулевого винта фюзеляж приобретает путевую устойчивость. Так, при нарушении путевого равновесия, если вертолет, например развернется влево (при правом вращении несущего винта), углы атаки элементов лопастей рулевого винта увеличатся, сила тяги рулевого винта возрастет на  $\Delta T$ . Момент тяги рулевого винта также увеличится, и равновесие восстановится.

Если вертолет разворачивается вправо, то углы атаки элементов лопастей рулевого винта будут уменьшаться, следовательно, уменьшится тяга. Момент рулевого винта станет меньше реактивного момента несущего винта и это приведет к восстановлению равновесия.

Так как рулевой винт установлен выше продольной оси вертолета и образует поперечный момент тяги, то это приводит к увеличению поперечной статической устойчивости. Следовательно, рулевой винт придает фюзеляжу путевую и поперечную статическую устойчивость.

Вывод: вертолет обладает небольшой статической устойчивостью при горизонтальном полете и безразличным равновесием на висении и на других режимах вертикального полета.

Статическая устойчивость двухвинтовых вертолетов несколько отличается от устойчивости одновинтового вертолета. Двухвинтовой вертолет с продольным расположением винтов обладает значительно большей продольной статической устойчивостью, а двухвинтовой вертолет поперечной схемы обладает большей поперечной устойчивостью. Это объясняется изменением тяги несущих винтов при нарушении равновесия.

**Влияние на статическую устойчивость вертолета разнесения горизонтальных шарниров.** Если втулка несущего винта имеет разнесенные горизонтальные шарниры, то моменты горизонтальных шарниров оказывают значительное влияние на продольную и поперечную статическую устойчивость вертолета. Чем больше разнес горизонтальных шарниров и число оборотов несущего винта, тем больше демпфирующий момент несущего винта, тем больше статическая устойчивость вертолета. Следовательно, увеличением разнесения горизонтальных шарниров добиваются увеличения статической устойчивости. Возникновение демпфирующего момента объясняется гироскопическими свойствами несущего винта.

Как известно, основным свойством гироскопа является его способность сохранять в пространстве неизменным положение оси своего вращения. Это свойство проявляется тем сильнее, чем больше масса и число оборотов вращающегося тела. Какое же влияние оказывает на поведение вертолета гироскопический эффект несущего винта? Рассмотрим это на примере.

Предположим, у вертолета нарушилось продольное равновесие и он стал поворачиваться вокруг поперечной оси, опуская нос (рис. 100). Несущий винт, в силу своих гироскопических свойств, будет отставать от поворота вертолета, поэтому ось втулки несущего винта отклонится от оси конуса вращения. Момент горизонтальных шарниров  $M_{г.ш} = Nc$  будет направлен в сторону, противоположную наклону

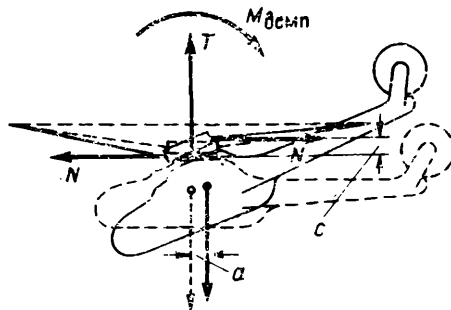


Рис. 100. Демпфирующий момент несущего винта

вертолета, следовательно, он будет демпфирующим моментом. Кроме того, этот момент увеличивается моментом тяги несущего винта. При нарушении равновесия за счет гироскопического эффекта вертолет будет поворачиваться относительно оси неподвижного конуса вращения несущего винта. А это значит, что вместе с вертолетом будет перемещаться относительно оси конуса вращения и центр тяжести вертолета (на рис. 100 это обозначено пунктиром). В результате образуется момент тяги  $M_T = Ta$ . Демпфирующий момент будет равен сумме двух моментов  $M_{демп} = M_{г.ш} + M_T = Nc + Ta$ . Демпфирующий момент будет тем больше, чем больше обороты несущего винта, чем больше разнос горизонтальных шарниров и чем ниже расположен центр тяжести вертолета, т. е. чем больше вертикальная центровка. С увеличением расстояния  $Y$  от плоскости вращения втулки до центра тяжести будет увеличиваться плечо  $a$  и момент силы тяги.

## § 72. Динамическая устойчивость вертолета

**Общая характеристика динамической устойчивости.** Если статическая устойчивость определяет устойчивость положения, то динамическая устойчивость определяет характер движения вертолета после нарушения равновесия. При равновесии вертолет движется прямолинейно с постоянной скоростью и без вращения. Такое движение называется невозмущенным. Если равновесие нарушено, вертолет вращается вокруг своих осей, а скорость и направление полета изменяются. Это движение называется возмущенным. Возмущенное движение может быть аperiodическим и колебательным.

Аperiodическое движение — это движение в одном направлении от положения равновесия. Например, при нарушении равновесия центр тяжести вертолета отклонился (рис. 101, сплошная линия). После устранения причины, вызвавшей нарушения равновесия, характер возмущенного движения может быть различным.

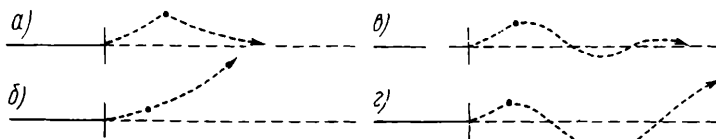


Рис. 101. Динамическая устойчивость

Если центр тяжести приближается к линии невозмущенного движения (рис. 101, а, пунктирная линия), то вертолет обладает аperiodической устойчивостью; если центр тяжести вертолета продолжает отклоняться дальше от линии равновесия (рис. 101, б), то вертолет обладает аperiodической неустойчивостью. Колебательное движение — это возвратно-периодическое движение относительно линии равновесия. Если после нарушения равновесия центр тяжести вертолета движется по волнообразной криволинейной траектории и это движение будет затухающим, то вертолет обладает колебательной динамической устойчивостью (рис. 101, в). Если амплитуда возмущенного колебательного движения возрастает, то вертолет обладает динамической неустойчивостью, или колебательной неустойчивостью (рис. 101, г).

Чаще всего возмущенное движение вертолета является колебательным, причем колебания будут сложными, так как вертолет колеблется одновременно относительно всех осей. Кроме того, происходит накладывание друг на друга коротко и длинно периодических колебаний. Коротко периодические колебания вертолета — колебания относительно центра тяжести с учетом влияния демпфирующего момента несущего винта; длинно периодические — относительно центра, находящегося на значительном удалении от вертолета.

**Поперечные колебания вертолета на режиме висения.** Предположим, что на режиме висения вертолет накренился на угол  $\gamma$  (рис. 102, а). Разложим силу веса вертолета на составляющие:  $G_1$ , действующую в плоскости симметрии, и  $G_2$ , перпендикулярную этой плоскости. Сила  $G_2 = G \sin \gamma$  неуравновешенная и вызывает скольжение вертолета. За счет увеличения скорости скольжения ось конуса вращения несущего винта будет заваливаться в сторону, обратную скольжению (рис. 102, б). Образуется сила  $P_x$ , которая уменьшает скорость скольжения, а момент этой силы уменьшает угол крена. Но сила  $P_x$  меньше силы  $G_2$ , поэтому скорость скольжения будет возрастать и к моменту прихода вертолета в положение, показанное на рис. 102, в, скорость будет максимальной.

Вертолет продолжает движение в том же направлении (рис. 102, г). При этом сила  $G_2$  превращается из движущей в тормозящую, скорость скольжения уменьшается. В результате уменьшается завал оси конуса вращения назад, и момент силы  $P_x$  относительно продольной оси накренивает вертолет в обратную сторону.

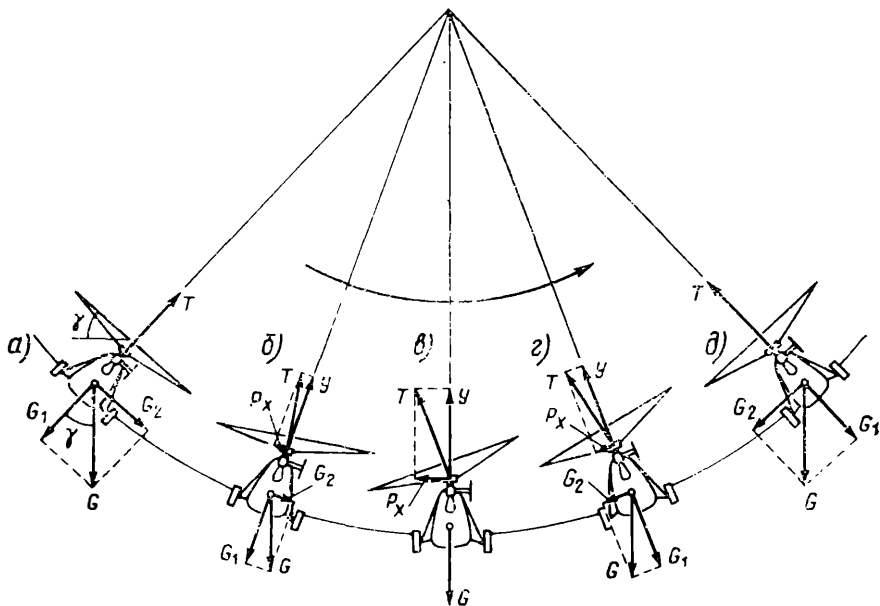


Рис. 102. Поперечные колебания вертолета

Когда вертолет достигает наибольшего отклонения (рис. 102, в), дальнейшее движение прекращается. Ось конуса вращения совпадает с осью втулки, сила  $P_x=0$ . Но сила  $G_2$  достигает максимума и вызывает движение в обратном направлении, и весь цикл повторяется. Такое поперечное раскачивание вертолета будет непрерывно увеличиваться, и вертолет, если своевременно не прекратить такие колебания, может опрокинуться.

Мы рассмотрели в данном примере только поперечные колебания, но в действительности поперечные колебания дополняются продольными и путевыми, поэтому картина колебательных движений будет более сложной.

**Продольные колебания вертолета при полете с горизонтальной скоростью.** Если у вертолета нарушится продольное равновесие, то возникнут продольные колебания (рис. 103), т. е. вертолет будет двигаться по волнообразной траектории. Наличие таких колебаний подтверждается испытательными полетами, при которых

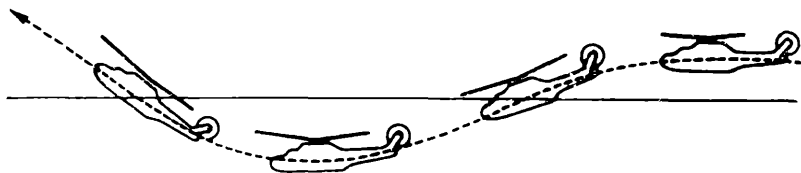


Рис. 103. Продольные колебания вертолета

автоматические приборы записывают характер колебаний вертолета относительно всех осей. Продольные колебания имеют значительно больший период (время полного колебания), чем поперечные. Амплитуда продольных колебаний с течением времени увеличивается, хотя и медленнее, чем амплитуда поперечных колебаний. Колебания вертолета вокруг вертикальной оси также имеют место, но они совершаются с периодом большим, чем поперечные колебания, и меньшим, чем продольные.

Из сказанного можно сделать вывод, что вертолет обладает динамической неустойчивостью. Следовательно, если у вертолета нарушилось равновесие, то он будет иметь колебательное движение с возрастающей амплитудой и самостоятельно эти колебания устранить не может. Значит, при всяком нарушении равновесия пилот должен принимать меры к его восстановлению, т. е. осуществлять управление вертолетом.

### § 73. Понятие об управлении вертолетом

Под термином «управление вертолетом» надо понимать действия пилота, направленные на достижение двух целей: восстановление нарушенного равновесия и нарушение существующего равновесия. Как видно, эти цели противоположны, но в своем единстве они приводят к достижению целей полета.

Действия, направленные на восстановление нарушенного равновесия вертолета, необходимы потому, что полет происходит чаще всего в беспокойном воздухе, когда происходит непрерывное нарушение равновесия и его надо непрерывно восстанавливать, иначе вертолет не сможет лететь в нужном направлении и с необходимой скоростью. Работа пилота по восстановлению равновесия является основной работой управления. В последнее время эту работу механизмируют с помощью автопилотов. Равновесие вертолета восстанавливается действием моментов управления относительно главных осей вертолета.

Моменты управления создаются силами тяги несущего и рулевого винтов. Значит, органами управления вертолетом являются несущий и рулевой винты. Действия пилота, направленные на нарушение равновесия вертолета, бывают необходимы в том случае, если нужно изменить направление и скорость, т. е. режим полета. Для изменения режима полета необходимо изменить величину и направление силы тяги несущего винта и изменить положение вертолета в пространстве, что достигается действием моментов управления, которые создаются силами тяги несущего и рулевого винтов. Значит, управление вертолетом в конечном итоге сводится к управлению вектором силы тяги несущего винта и величиной тяги рулевого винта. Величина вектора силы тяги несущего винта изменяется при изменении общего шага; направление вектора этой силы изменяется при изменении циклического шага несущего винта.

## § 74. Изменение общего и циклического шага несущего винта

Изменением общего шага несущего винта называется одновременный поворот всех лопастей относительно осевых шарниров в одну сторону и на один и тот же угол. Увеличение общего шага приводит к увеличению силы тяги несущего винта. Циклическим изменением шага (циклическим шагом) называется последовательное изменение шага лопастей по азимуту. При циклическом изменении шага у каждой лопасти шаг в диапазоне  $180^\circ$  азимута увеличивается, а в другой половине окружности — уменьшается (рис. 104, а).

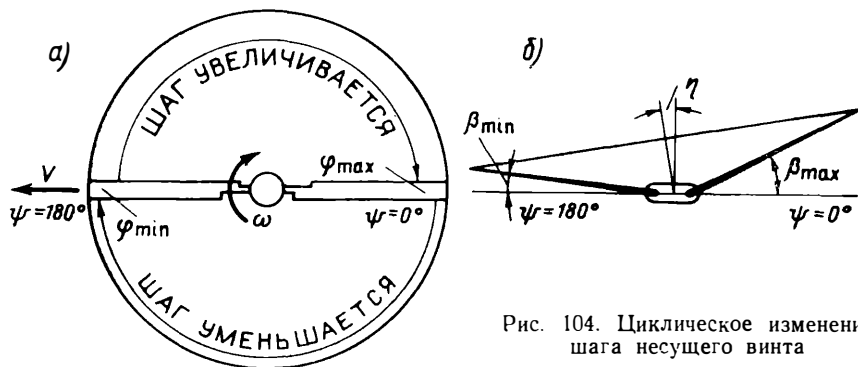


Рис. 104. Циклическое изменение шага несущего винта

При изменении шага изменяется тяга лопасти и ее момент относительно горизонтального шарнира, это приводит к маховым движениям и завалу оси конуса вращения в сторону минимального шага (рис. 104, б). Следовательно, следствием изменения циклического шага является завал оси конуса вращения несущего винта и отклонение вектора силы тяги.

Если вектор силы тяги нужно отклонить в сторону азимута  $210^\circ$ , то в этом азимуте шаг лопасти должен быть минимальным, а в противоположном азимуте —  $30^\circ$  — максимальным. Тогда от азимута  $30^\circ$  шаг уменьшается до азимута  $210^\circ$ , а от азимута  $210^\circ$  до азимута  $30^\circ$  шаг увеличивается. Подобное изменение шага наблюдается у каждой лопасти. Изменение общего и циклического шага осуществляется с помощью специального агрегата — автомата перекоса несущего винта.

## § 75. Назначение и принцип устройства автомата перекоса несущего винта

Автомат перекоса несущего винта предназначен для управления общим и циклическим шагом. С его помощью можно управлять силой тяги несущего винта по величине и по направлению.

Поэтому автомат перекоса является важнейшим агрегатом системы управления вертолетом. Автоматы перекоса несущих винтов бывают трех типов: кольцевого, «паук» и кривошипного. Последний тип автомата перекоса используется только на двухвинтовых вертолетах с поперечным расположением винтов.

**Автомат перекоса кольцевого типа** может быть использован на любых вертолетах. В него входят (рис. 105):

- 1) подвижное кольцо (тарель);
- 2) неподвижное кольцо;
- 3) ползун;
- 4) универсальный шарнир, или кардан;
- 5) шлиц-шарнир, или двузвенник;
- 6) вертикальные тяги.

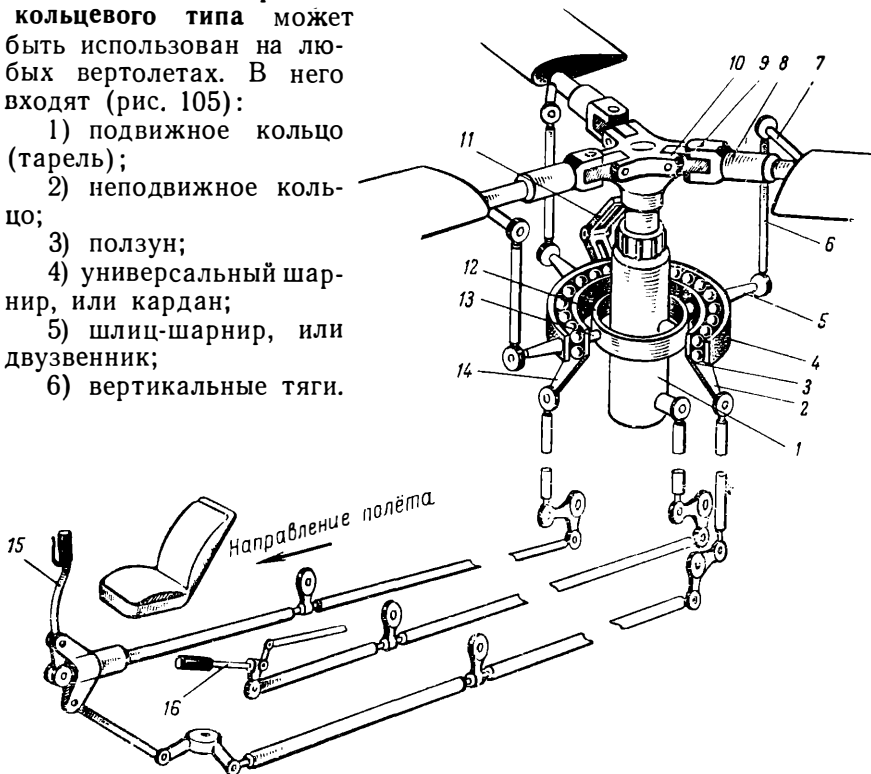


Рис. 105. Автомат перекоса кольцевого типа:

1 — ползун; 2 — рычаг поперечного управления; 3 — неподвижное кольцо; 4 — подвижное кольцо (тарель); 5 — рычаг на подвижном кольце; 6 — вертикальная тяга; 7 — поводок лопасти; 8 — осевой шарнир; 9 — вертикальный шарнир; 10 — горизонтальный шарнир; 11 — шлиц-шарнир; 12 — ось кардана; 13 — продольная ось кардана; 14 — рычаг продольного управления; 15 — ручка циклического шага; 16 — ручка «шаг-газ»

Подвижное кольцо автомата перекоса вращается вокруг неподвижного. Оно приводится в движение от втулки несущего винта с помощью шлиц-шарнира. На подвижном кольце имеются рычаги, которые вертикальными тягами соединены с поводками лопастей. Неподвижное кольцо соединяется с ползуном с помощью кардана, который состоит из кольца и двух взаимно перпендикулярных осей. Кардан позволяет кольцам автомата перекоса отклоняться в любую сторону. Когда плоскость колец пер-



пендикулярна к оси вала несущего винта, тогда при вращении подвижного кольца вертикальные тяги не будут иметь вертикального перемещения, и шаг лопастей не будет изменяться. Следовательно, в данном случае винт не имеет циклического изменения шага.

Если плоскость колец отклонить вперед, то в азимуте  $180^\circ$  вертикальные тяги будут находиться в самом нижнем положении и у лопастей в этом азимуте будет минимальный шаг. В азимуте  $360^\circ$  тяги занимают самое верхнее положение, шаг лопастей будет наибольший. От азимута  $0$  до  $180^\circ$  тяги движутся вниз, и шаг лопастей уменьшается. От азимута  $180^\circ$  до  $360^\circ$  тяги движутся вверх, и шаг увеличивается. Так осуществляется циклическое изменение шага. Раньше уже было сказано, что в результате циклического изменения шага ось конуса вращения заваливается в сторону минимального шага. Значит, чтобы отклонить ось конуса в какую-либо сторону, нужно в эту сторону отклонить плоскость вращения подвижного кольца автомата перекоса. Отклонение осуществляется при помощи двух рычагов на неподвижном кольце автомата перекоса. Рычаги проводкой системы управления соединяются с ручкой циклического шага, расположенной в кабине пилота. При отклонении ручки вперед движение передается на рычаг продольного управления на неподвижном кольце автомата перекоса, и неподвижное кольцо поворачивается вокруг поперечной оси кардана так, что его передняя часть опускается.

Значит в азимуте  $180^\circ$  шаг минимальный, и ось конуса вращения заваливается вперед. При отклонении ручки циклического шага назад передняя часть кольца автомата перекоса поднимается, и в азимуте  $0^\circ$  шаг минимальный, ось конуса вращения заваливается назад. Вывод: при отклонении ручки ось конуса вращения несущего винта отклоняется в ту же сторону. При отклонении ручки вправо или влево движения от ручки передаются на рычаг поперечного управления, и кольца автомата перекоса поворачиваются относительно продольной оси кардана. В этом случае ранее сделанный вывод остается в силе: при отклонении ручки ось конуса вращения несущего винта отклоняется в ту же сторону. Управление циклическим шагом и направлением вектора силы тяги осуществляется из кабины пилота при помощи ручки циклического шага.

На ползуне автомата перекоса имеется рычаг, который проводкой управления соединен с ручкой «шаг-газ», расположенной в кабине. При отклонении ручки «шаг-газ» вверх ползун автомата перекоса поднимается. Все вертикальные тяги одновременно идут вверх и поворачивают все лопасти на больший установочный угол. Так происходит увеличение общего шага. При отклонении ручки «шаг-газ» вниз ползун автомата перекоса опускается, и общий шаг несущего винта уменьшается. Ползун автомата перекоса проводкой управления соединен с рычагом поворота стабили-

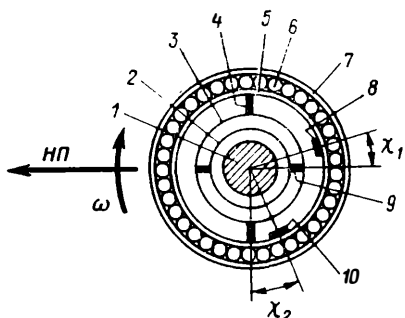


Рис. 106. Опережение управления несущим винтом:

1 — вал несущего винта; 2 — ползун; 3 — кольцо кардана; 4 — поперечная ось кардана; 5 — неподвижное кольцо автомата перекоса; 6 — шарик подшипника; 7 — подвижное кольцо автомата перекоса; 8 — рычаг продольного управления; 9 — продольная ось кардана; 10 — рычаг поперечного управления;  $\chi_1$  — угол опережения продольного управления;  $\chi_2$  — угол опережения поперечного управления

вого типа. Реальный автомат перекоса имеет две существенные особенности, о которых необходимо упомянуть. Первая особенность — шарниры всех рычагов на подвижном и неподвижном кольцах автомата перекоса располагаются в одной плоскости, которая проходит через точку пересечения осей кардана. При таком расположении шарниров обеспечивается независимость действия продольного и поперечного управления вертолетом. Вторая особенность заключается в следующем.

На принципиальной схеме рычаги продольного и поперечного управления располагаются на неподвижном кольце против осей кардана (рис. 106). У реального автомата перекоса эти рычаги располагаются относительно осей кардана под некоторым углом, который называется углом опережения управления ( $\chi$ ). При отсутствии опережения ось конуса будет отклоняться не в направлении отклонения ручки циклического шага, а на некоторый угол вперед по вращению винта. Такое запаздывание отклонения оси конуса вращения связано с инертностью лопастей.

В азимуте  $180^\circ$  шаг минимальный, но угол взмаха лопастей не будет минимальным, так как по инерции лопасти будут продолжать взмах вниз. Значит, ось конуса вращения завалится не в сторону азимута  $180^\circ$ , а в сторону азимута  $210^\circ$ , т. е. отклонение оси конуса вращения не совпадет с отклонением ручки, а это затруднит управление вертолетом. Поэтому кольца автомата перекоса отклоняются с опережением на угол  $\chi = 25\text{—}30^\circ$ , что и приводит к совпадению отклонения ручки и оси конуса несущего винта.

затора. Поэтому изменение общего шага связано с изменением установочного угла стабилизатора. На некоторых вертолетах управление общим шагом несущего винта связано с управлением шагом рулевого винта.

При такой связи у вертолетов с правым вращением несущего винта увеличение общего шага приводит к увеличению шага и силы тяги рулевого винта, управление вертолетом облегчается. При увеличении общего шага несущего винта увеличивается его реактивный момент, что вызывает разворот вертолета влево. При увеличении тяги рулевого винта этот разворот компенсируется.

Мы рассмотрели простейшую схему автомата перекоса кольце-

## § 76. Принципы управления одновинтовым вертолетом

Управление вертолетом заключается в управлении поворотом вертолета вокруг его главных осей и в управлении вертикальным перемещением. Исходя из этого, весь комплекс управления, как сумму действий пилота, можно расчленить на продольное, поперечное и путевое управление, а также управление перемещением вертолета вверх и вниз. Такое подразделение является чисто условным, потому что действия пилота по управлению едины и осуществляются одновременно и синхронно. Но такое подразделение облегчает изучение вопроса управления и соответствует конструкции системы управления, которая включает четыре независимых друг от друга цепи управления, название их такое же, как и название частных видов управления.

**Продольное управление** — это управление поворотом вертолета вокруг поперечной оси. Оно достигается действием на вертолет продольных моментов управления  $M_{зупр}$ , которые образуются при отклонении ручки циклического шага вперед и назад. В результате завала оси конуса вращения в сторону отклонения ручки отклоняется вектор силы тяги несущего винта. Если до отклонения ручки вертолет находился в равновесии, т. е. момент силы тяги был равен нулю (рис. 107, а, пунктир), то после отклонения ручки вперед ось конуса вращения отклонится в ту же сторону. Вектор силы тяги пройдет от поперечной оси на расстоянии  $a$  и образует момент тяги  $M_T = Ta$ , который будет пикирующим. Кроме момента тяги, образуется пикирующий момент горизонтальных шарниров  $M_{г.ш.з} = Nc$ . Сумма этих двух моментов образует продольный момент управления. Под действием этого момента вертолет будет поворачиваться вокруг поперечной оси, опуская нос. Отклонение ручки назад приводит к образованию кабрирующего момента управления, под действием которого вертолет поднимает нос.

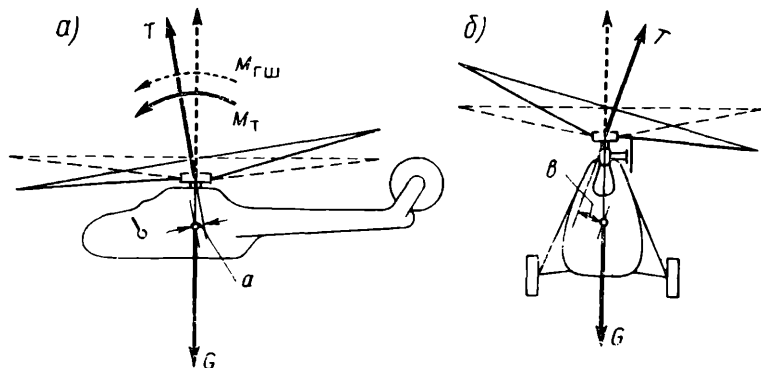


Рис. 107. Управление одновинтовым вертолетом

Если вертолет обладает продольной статической устойчивостью, то поворот будет происходить до тех пор, пока продольный момент стабилизатора не уравновесит момент управления. Если вертолет не обладает статической устойчивостью, то для прекращения поворота необходимо отклонить ручку в обратную сторону. В результате поворота вертолета изменится наклон вектора силы тяги и ее горизонтальная составляющая «Р». Это повлечет за собой изменение скорости полета. Отсюда можно сделать вывод, что отклонение ручки циклического шага от себя приводит к опусканию носа вертолета и к увеличению скорости полета. Отклонение ручки на себя приводит к подъему носа вертолета и уменьшению скорости полета. Если ручку отклонить на себя, когда вертолет выполнял висение, то он перейдет к полету назад. Следовательно, действие ручки циклического шага аналогично действию ручки управления на самолете.

**Поперечным управлением** называется управление поворотом вертолета вокруг продольной оси. Поперечное управление осуществляется путем отклонения ручки циклического шага вправо и влево. Ось конуса несущего винта и вектор силы тяги отклоняются в ту же сторону, что и ручка (рис. 107, б). За счет отклонения вектора силы тяги и плоскости вращения несущего винта образуется поперечный момент управления как сумма моментов силы тяги и горизонтальных шарниров. Величина момента будет тем больше, чем больше число оборотов несущего винта, чем больше отклонение ручки и чем ниже расположен центр тяжести вертолета. Под действием момента управления вертолет будет поворачиваться до тех пор, пока ручка не будет отклонена в обратную сторону.

**Путевым управлением** называется управление поворотом вертолета вокруг вертикальной оси. Вертолет поворачивается вокруг вертикальной оси под действием путевого момента, который образуется вследствие разности реактивного момента несущего винта и момента тяги рулевого винта  $M_{y_{упр}} = M_p - M_{г.в}$ . Изменение силы тяги рулевого винта и ее момента относительно вертикальной оси вертолета осуществляется путем отклонения педалей ножного управления. Эти педали проводкой управления связаны с механизмом изменения шага, который смонтирован на редукторе рулевого винта.

Если нажать на правую педаль, то шаг рулевого винта увеличится. За счет прироста силы тяги на  $\Delta T$  увеличится ее момент. Момент тяги рулевого винта станет больше реактивного момента несущего винта, и вертолет развернется вправо. Если нажать на левую педаль, шаг рулевого винта уменьшится. Ввиду уменьшения тяги и момента рулевого винта последний станет меньше реактивного момента несущего винта. Под действием этого момента вертолет развернется влево.

## § 77. Принципы управления двухвинтовым вертолетом

**Принцип управления двухвинтовым вертолетом с продольным расположением несущих винтов.** Продольное управление вертолетом достигается отклонением ручки от себя и на себя. При этом происходит циклическое изменение шага несущих винтов, в результате чего оси конусов вращения заваливаются вперед или назад, т. е. в направлении ручки (рис. 108). Кроме циклического изменения шага, происходит дифференциальное изменение общего шага, когда тяга одного винта увеличивается, а другого — уменьшается.

Если ручку отклонить от себя, то оси конусов вращения несущих винтов наклонятся вперед. У переднего винта общий шаг уменьшится, а у заднего — увеличится. При наклоне векторов силы тяги изменятся плечи сил тяги относительно поперечной оси вертолета. В результате образуется пикирующий момент, равный разности моментов тяги переднего и заднего винтов

$$M_{z_{\text{упр}}} = T_1 a - T_2 b.$$

Под действием этого момента вертолет будет опускать нос, увеличивая скорость полета. Если ручку отклонить на себя, то образуется кабрирующий момент, и вертолет будет поднимать нос, уменьшая скорость полета.

Поперечное управление вертолетом достигается отклонением ручки вправо и влево. Это приводит к одновременному одинаковому изменению циклического шага переднего и заднего несущих винтов. Оси конусов вращения отклоняются в сторону отклонения ручки. Образуется поперечный момент управления, который и вызывает поворот вертолета вокруг продольной оси.

Путевое управление, или управление поворотом вертолета вокруг вертикальной оси осуществляется с помощью педалей ножного управления. При отклонении педалей происходит дифференциальное изменение циклического шага несущих винтов. Оси конусов вращения отклоняются в разные стороны, образуя путевой момент управления за счет боковых сил. Если нажать на правую педаль, то у переднего винта ось конуса отклонится вправо, а у заднего — влево. Боковые составляющие сил тяги, несущих вин-

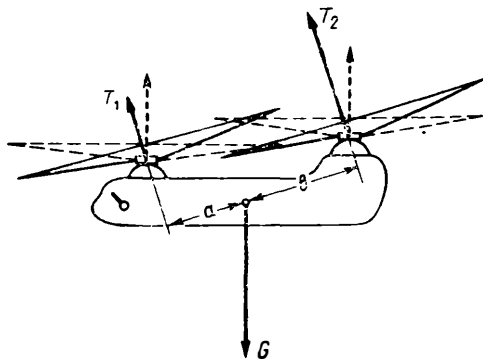


Рис. 108. Управление двухвинтовым вертолетом продольной схемой

тов образуют пару, момент которой и развернет вертолет вправо.

**Принцип управления двухвинтовым вертолетом с поперечным расположением несущих винтов.** Для продольного управления ручка отклоняется вперед и назад, это вызывает одинаковое изменение циклического шага несущих винтов и отклонение осей конусов вращения в сторону отклонения ручки. При этом образуется продольный момент управления (как и в случае одновинтового вертолета).

Поперечное управление осуществляется путем отклонения ручки вправо и влево. Такое отклонение приводит к дифференциальному изменению общего шага несущих винтов. Если ручку отклонить вправо, то у правого винта общий шаг уменьшится, а у левого — увеличится. Изменение общего шага вызовет изменение сил тяги. Разность сил тяги правого и левого несущих винтов приведет к образованию поперечного момента, который и вызовет правый крен. У вертолета с поперечным расположением несущих винтов имеется вспомогательное крыло, которое сообщает вертолету поперечную устойчивость.

Путевое управление вертолетом осуществляется за счет момента управления, который образуется при дифференциальном изменении циклического шага и завала осей конусов вращения в разные стороны: вперед и назад. Если нажать на правую педаль, у правого винта ось конуса вращения отклонится назад, а у левого — вперед. Горизонтальные составляющие сил тяги образуют путевой момент управления, который вызывает поворот вертолета вправо.

**Принцип управления двухвинтовым вертолетом с соосными винтами.** Продольное и поперечное управление осуществляется аналогично управлению одновинтовым вертолетом, т. е. путем циклического изменения шага верхнего и нижнего несущих винтов. При отклонении ручки оси конусов вращения отклоняются в ту же сторону, что и ручка, образуя продольный или поперечный момент управления.

Путевое управление осуществляется отклонением педалей, при этом происходит дифференциальное изменение общего шага несущих винтов. Оно не вызывает изменения общей тяги, но приводит к изменению реактивных моментов несущих винтов, и вертолет разворачивается в сторону действия большего реактивного момента.

Управление вертикальным перемещением всех вертолетов одинаково.

При отклонении ручки «шаг-газ» вверх общий шаг несущих винтов увеличивается, что приводит к увеличению тяги и перемещению вертолета вверх. Если ручку «шаг-газ» опустить, общий шаг уменьшится, уменьшится сила тяги, и вертолет перейдет к снижению.

## § 78. Понятие об управляемости вертолета

Управляемостью вертолета называется его способность поворачиваться вокруг главных осей под действием моментов управления, которые образуются при отклонении командных рычагов управления. Управляемость характеризуется эффективностью управления, чувствительностью к управлению, запаздыванием управления и усилиями на командных рычагах.

**Эффективность управления.** Под эффективностью управления нужно понимать величину момента управления, приходящуюся на  $1^\circ$  отклонения автомата перекоса и  $1^\circ$  изменения шага рулевого винта. Эффективность управления, так же как и управляемость, подразделяется на продольную, поперечную и путевую. Эффективность продольного управления находится из отношения момента продольного управления к углу  $\eta$  продольного отклонения автомата перекоса  $\frac{M_z}{\eta}$ . Эффективность поперечного управления определяется отношением  $\frac{M_x}{\chi}$  (где  $\chi$  — угол поперечного отклонения автомата перекоса). Эффективность путевого управления определяется из отношения  $\frac{M_y}{\Delta\phi}$  (где  $\Delta\phi$  — изменение шага рулевого винта).

Эффективность продольного и поперечного управления зависит от числа оборотов несущего винта, вертикальной центровки вертолета и разнеса горизонтальных шарниров. Чем больше число оборотов несущего винта, тем больше тяга и центробежные силы лопастей, тем больше моменты продольного и поперечного управления, тем больше эффективность управления. По этим соображениям число оборотов несущего винта нельзя сильно уменьшать, так как снизится эффективность управления. Чем ниже центр тяжести вертолета, тем больше будет плечо тяги несущего винта относительно центра тяжести, тем больше момент управления и больше эффективность. Значит, грузы на вертолете следует размещать как можно ниже.

Говоря об отклонении автомата перекоса относительно осей кардана, нужно иметь в виду, что углы отклонения сильно ограничены и не превышают в продольном направлении  $\eta = 4 \div 6^\circ$ , в поперечном направлении  $\chi < 4^\circ$ .

На вертолете Ми-4 величина эффективности продольного и поперечного управления

$$\frac{M_z}{\eta} \approx \frac{M_x}{\chi} \approx 450 \text{ кгм/град.}$$

**Чувствительность к управлению.** Чувствительностью к управлению называется величина, равная отношению угловой скорости вращения вертолета относительно какой-либо оси, к углу отклонения автомата перекоса. Чувствительность к поперечному управ-

лению обычно больше, чем к продольному и путевому управлению. У легких вертолетов чувствительность к управлению обычно больше, чем у тяжелых. Чувствительность к управлению зависит от эффективности управления и от демпфирующего момента. Чем больше эффективность управления, тем больше чувствительность, чем больше демпфирующий момент, тем меньше чувствительность к управлению.

**Запаздывание в управлении.** Момент управления, вызывающий поворот вертолета относительно какой-либо оси (продольной или поперечной), создается отклонением вектора силы тяги несущего винта. Характерной особенностью этих моментов является большая величина силы тяги и малая величина плеча этой силы относительно оси поворота. Следовательно, чтобы создать момент управления, нужно большой массе воздуха, которую отбрасывает несущий винт, придать дополнительное количество движения в новом направлении, чтобы получить новое направление силы тяги. На это затрачивается сравнительно много времени. Оно равно примерно времени одного оборота несущего винта и составляет 0,2—0,3 сек.

Следовательно, это время требуется для того, чтобы вертолет начал поворот относительно продольной или поперечной осей после отклонения ручки управления. Это и будет запаздывание в управлении. Оно будет тем больше, чем больше момент инерции вертолета относительно оси поворота и чем меньше число оборотов несущего винта. Запаздывание в продольном управлении больше, чем в поперечном. Для сравнения возьмем запаздывание в управлении самолетом. У самолета момент управления образуется сравнительно небольшими силами при больших плечах. Поэтому для образования момента управления у самолета требуется примерно в 10 раз меньше времени, чем у вертолета. Эту особенность надо учитывать в технике пилотирования вертолета.

**Усилие на ручке управления.** Лопастей несущего винта стремятся сделать безмоментными. Это означает, что с изменением шага центр давления лопасти перемещается незначительно, и момент лопасти относительно ее продольной оси почти не изменяется. Но незначительные изменения момента все же возникают. Эти изменения от лопасти через поводок передаются на автомат перекаса, а от него — на ручку управления циклическим шагом. На ручке возникает пульсация усилий с большой частотой, ручка начинает дрожать. Для устранения этих вибраций в систему проводки управления включают инерционные или гидравлические демпферы, которые поглощают мелкие колебания лопасти.

В инерционных демпферах энергия колебательных движений расходуется на вращение маховика, а в гидравлических — на преодоление сил трения поршня и жидкости, проталкиваемой через поршень. Демпферы в системе управления применяются на легких вертолетах. На средних и тяжелых вертолетах применяют гидросилители, которые образуют механические усилия за счет



давления жидкости на поршень гидроусилителя. Эти усилия используются для отклонения автомата перекося или изменения шага рулевого винта. В каждой цепи управления имеется свой гидроусилитель.

В настоящее время чаще всего используются необратимые гидроусилители, которые отклоняют органы управления без усилий со стороны пилота. При отклонении командного рычага пилот передвигает только поршень золотника, который регулирует подачу жидкости в гидроусилитель. Следовательно, на командных рычагах полностью отсутствуют усилия, т. е. ручки и педали будут перемещаться без всякого сопротивления. А это значит, что пилот не чувствует управления вертолетом и не может точно определить величину отклонения командных рычагов.

Для создания определенных усилий на ручке, обеспечивающей «чувство управления», в систему управления вертолетом, кроме гидроусилителей, включают грузозачные механизмы. Они имеются в каждой цепи управления и состоят из пружин. При отклонении командного рычага одна из этих пружин сжимается, на это сжатие и затрачивается усилие со стороны пилота. Величина усилий возрастает по мере отклонения ручки. Если эти усилия прикладываются кратковременно, то они не создают больших неудобств (имеется в виду, что пилот очень редко отклоняет ручку полностью для восстановления равновесия). Но если нужно изменить режим полета, например, перейти от висения к полету с максимальной скоростью, то приходится ручку почти полностью отклонить от себя и держать в таком положении. В этом случае пилот должен постоянно давить на ручку с большой силой. Это вызывает быстрое утомление. Для снятия или регулирования усилий на ручке применяется механизм триммерного эффекта, или разгрузочный механизм.

Г л а в а

## **XII**

### **ВИБРАЦИИ ВЕРТОЛЕТА**

#### **§ 79. Общая характеристика вибраций**

Вибрациями, или колебаниями, можно назвать возвратно-периодические движения элементов упругой системы. Проблема вибраций на вертолете долгое время оставалась нерешенной, поэтому массовые полеты на вертолетах были невозможны. Экспериментальные полеты, которые выполнялись до середины 40-х гг. часто заканчивались тяжелыми летными происшествиями в результате сильных вибраций.

На вертолете насчитывают несколько сот различных колебаний отдельных частей и всего вертолета в целом.

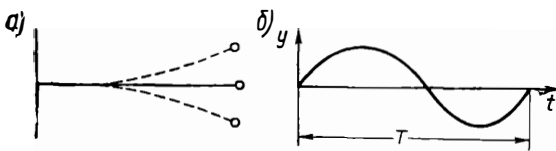


Рис. 109. Параметры колебательного движения

**Параметры колебательных движений.** Возьмем упругую пластинку, один конец которой закреплен, а на другом установлен грузик (рис. 109, а). Если конец с грузиком отогнуть, а затем отпустить, то возникнут колебания пластинки. Это и будет простейшим примером вибраций (рис. 109, б). Колебательные движения характеризуются тремя основными параметрами: периодом, частотой, амплитудой. Периодом называется время полного колебания ( $T$ ).

Частотой называется число периодов в единицу времени

$$n = \frac{1}{T}.$$

Амплитудой называется наибольшее отклонение колеблющейся точки от нейтрального положения ( $y$ ).

**Виды колебательных движений.** По природе возникновения колебательные движения можно подразделить на вынужденные, собственные и самовозбуждающиеся.

Вынужденными называются такие вибрации, которые вызываются внешними периодическими силами. Такие силы являются возбуждающими. Вынужденные вибрации происходят с частотой, равной частоте возбуждающих сил. При всяких колебаниях возникают демпфирующие силы или силы, гасящие колебания. Демпфирующие силы могут быть внутренними и внешними. Внутренние демпфирующие силы образуются за счет упругости самого материала, из которого изготовлена конструкция. Внешние демпфирующие силы возникают как результат сопротивления среды, в которой происходят колебания. Чем больше демпфирующие силы, тем быстрее колебания затухают.

Собственными называются колебания, которые продолжают после прекращения действия возбуждающих сил. Основной особенностью собственных колебаний является то, что каждая конструкция имеет вполне определенную частоту колебаний, которая не зависит от возбуждающей силы, а определяется массой и жесткостью конструкции.

Чем больше масса конструкции, тем меньше частота собственных колебаний. Чем больше жесткость конструкции, тем больше частота собственных колебаний.

По характеру изменения амплитуды колебания можно разделить на затухающие и возрастающие. Если амплитуда с течением времени уменьшается, колебания будут затухающими. Собственные колебания всегда затухающие. Если амплитуда с течением времени увеличивается, колебания будут возрастающими. Возрастающие колебания возникают при резонансе.

Резонансом называется совпадение частоты возбуждающих сил с частотой собственных колебаний конструкции. Колебания частоты вертолета чаще всего бывают вынужденными.

## § 80. Вынужденные колебания вертолета

На вертолете имеется много источников возбуждающих сил, которые вызывают вынужденные вибрации. К таким источникам относятся: несущий и рулевой винты, силовая установка, редукторы трансмиссии и валы трансмиссии.

Каждый из этих источников создает возбуждающие силы с определенной частотой. Наименьшая частота возбуждающих сил у несущего винта. Ее можно определить по формуле

$$n_{\text{нв}} = n_s k,$$

где  $n_{\text{нв}}$  — частота возбуждающих сил несущего винта;

$n_s$  — число оборотов несущего винта в секунду;

$k$  — число лопастей несущего винта.

Частота возбуждающих сил несущего винта колеблется в пределах 8—16 колебаний в секунду. Рулевой винт возбуждает силы с частотой 10—60 колебаний в секунду. Еще более высокую частоту возбуждающих сил создают валы и редукторы трансмиссии: от 50 до нескольких сот колебаний в секунду. Силовая установка дает широкий спектр возбуждающих сил с частотой 600—1000 колебаний в секунду.

Основным источником вынужденных вибраций является несущий винт с шарнирной подвеской лопастей. Колебания лопастей относительно всех шарниров также являются причиной многих вибраций.

Вибрации от лопастей несущего и рулевого винтов передаются через втулки и поток воздуха, отбрасываемый лопастями. Этот поток попадает на хвостовую и концевую балки в виде периодических импульсов и вызывает вибрации.

Вынужденным вибрациям подвергаются все части вертолета, но амплитуда этих вибраций различна. Величина амплитуды зависит от жесткости конструкции, от близости источника возбуждающих сил, их величины и точек приложения и от степени близости резонанса. Степень близости резонанса определяется по отношению частоты  $\gamma$ , равной отношению частоты возбуждающих сил к частоте собственных колебаний

$$\gamma = \frac{n_{\text{возб}}}{n_{\text{соб}}}$$

Амплитуду вынужденных колебаний можно выразить графически, отложив на вертикальной оси графика относительную деформацию конструкции, а на горизонтальной оси — относительную

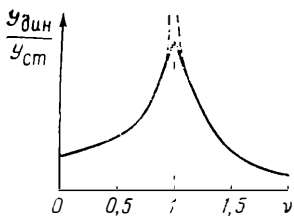


Рис. 110. Зависимость относительной амплитуды вибраций от относительной частоты

частоту (рис. 110). Относительной деформацией называется отношение деформации, вызванной динамической нагрузкой, к деформации, образованной статической нагрузкой. Из этого графика можно сделать следующие выводы:

наибольшая деформация или наибольшая амплитуда возникает при резонансе ( $\nu=1$ ). Поэтому резонансные вибрации очень опасны: они могут привести к разрушению конструкции ввиду усталости материала;

при  $\nu > 0,5$  амплитуда колебаний возрастает очень быстро, деформация конструкции резко возрастает;

при  $\nu > 1,5$  происходит уменьшение деформации конструкции по сравнению с деформацией, вызываемой статической нагрузкой такой же величины.

Таким образом, для уменьшения деформации конструкции следует уменьшать степень близости резонанса путем изменения частоты собственных колебаний. Если частота возбуждающих сил высокая, то частоту собственных колебаний надо уменьшать. Для устранения резонанса при креплении двигателя к раме используют резиновые амортизаторы. Применение амортизаторов уменьшает жесткость конструкции рама-двигатель, что приводит к уменьшению частоты собственных колебаний и увеличению относительной частоты ( $\nu > 1,5$ ).

Другой пример. Несущий винт дает возбуждающие силы низкой частоты. Редуктор несущего винта крепится к раме редуктора жестко, без амортизаторов. Такое крепление увеличивает частоту собственных колебаний, в результате относительная частота значительно меньше 0,5.

Наиболее часто подвергаются вынужденным вибрациям тяги проводки управления вертолетом. Поэтому особенно важно не допустить резонанса тяг. Для этого определяют частоту собственных колебаний тяги. Если она будет близкой к частоте возбуждающих сил в том месте, где расположена тяга, то собственную частоту нужно изменить. Эту частоту можно определить по следующей приближенной формуле:

$$n_{\text{соб}} = \frac{100D}{l^2} \sqrt{\frac{E}{\gamma}},$$

где  $D$  — диаметр сечения тяги;

$l$  — длина тяги;

$E$  — модуль продольной упругости;

$\gamma$  — удельный вес материала.

Из формулы видно, что для увеличения частоты собственных колебаний надо увеличить диаметр тяги или уменьшить ее длину.

Если тяги длинные, то для увеличения частоты применяются роликовые опоры. Когда точно нельзя определить возможность возникновения резонанса, то применяют тяги с инерционными демпферами. Инерционный демпфер представляет собой груз, расположенный внутри тяги близко к ее середине, между двумя резиновыми заглушками. Наличие демпфера приводит к быстрому затуханию вибраций.

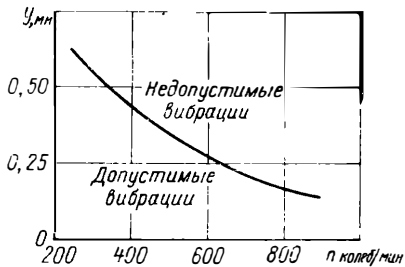


Рис. 111. График допустимых вибраций

Вынужденные вибрации частей вертолета в обычных условиях бывают незначительными, их амплитуда измеряется сотыми или десятными долями миллиметра. Но в некоторых случаях при нарушении условий эксплуатации они могут стать опасными.

Чаще всего усиление вибраций вызывается поломкой отдельных силовых элементов конструкции (уменьшается жесткость и возникает резонанс), нарушением регулировки частей конструкции и весовой балансировки. Предел допустимых вибраций определяется по действию их на конструкцию и на организм человека. Вибрации считаются допустимыми, если они не ведут к разрушению конструкции и не вызывают неприятных ощущений у человека (рис. 111). Чем больше частота колебаний, тем меньше амплитуда вибраций, безболезненно переносимых человеком.

## § 81. Самовозбуждающиеся вибрации

Самовозбуждающимися называются такие вибрации, которые возникают при определенных условиях, когда постоянно действующие силы превращаются в периодические, а постоянное движение становится колебательным. К этим условиям необходимо еще добавить совпадение частоты периодических сил с частотой собственных колебаний.

На вертолетах бывает три характерных вида самовозбуждающихся вибраций: «земной резонанс», «автоколебания вертолета в полете» и вибрации типа флаттер.

**Земным резонансом можно** назвать сочетание колебаний лопастей несущего винта относительно вертикальных шарниров втулки с колебаниями всего вертолета при движении по земле. Амплитуда таких колебаний возрастает очень быстро.

Вибрации типа земной резонанс не наблюдаются у вертолетов, имеющих несущие винты без вертикальных шарниров. В этом случае лопасти располагаются симметрично, и центр тяжести всего несущего винта находится на оси втулки. При вращении несущего винта окружная скорость центра тяжести равна нулю, следовательно, и центробежная сила несущего винта тоже будет равна нулю.

При наличии вертикальных шарниров лопасти совершают колебательные движения за счет изменения моментов силы сопротивления вращению и кориолисовой силы. Такие колебания приводят к смещению центра тяжести несущего винта с оси втулки. Центр тяжести станет двигаться по извилистой криволинейной траектории (рис. 112, а). Возникает центробежная сила всего несущего винта  $N$ . Возникновение этой силы можно объяснить другим способом. Если лопасти несущего винта располагаются симметрично относительно втулки, то равнодействующая центробежных сил отдельно взятых лопастей равна нулю. Если лопасти располагаются несимметрично, то равнодействующая центробежных сил лопастей и будет центробежной силой всего несущего винта.

Под действием этой силы образуется момент относительно точки опоры колеса шасси, который вызывает поочередное обжатие амортизаторов и пневматиков колес шасси (рис. 112, б). Возникает раскачивание вертолета на шасси. Если частота этих колебаний (собственных) совпадет с числом оборотов несущего

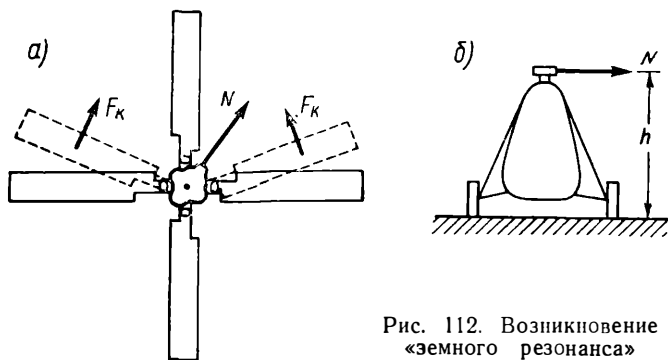


Рис. 112. Возникновение «земного резонанса»

винта, то наступит резонанс. Амплитуда будет быстро возрастать. За счет наклонов вертолета образуются моменты сил веса лопастей относительно вертикальных шарниров. Они усиливают колебательные движения лопастей и приводят к увеличению центробежной силы всего несущего винта. Увеличение амплитуды колебаний может привести к опрокидыванию и разрушению вертолета. Кроме того, вибрации усиливаются действием гироскопического момента рулевого винта. Рулевой винт, развивая большое число оборотов, обладает большим гироскопическим моментом. Он стремится сохранить неизменным положение своей оси вращения. При колебаниях вертолета положение оси вращения рулевого винта изменяется, следовательно, возникают большие крутящие моменты в концевой и хвостовой балках фюзеляжа. Реальная картина земного резонанса более сложная и зависит от многих других факторов, кроме тех, которые здесь рассмотрены.

Чаще всего земной резонанс возникает при рулении вертолета по неровной поверхности, при разбеге и пробеге на взлете и по-

садке по-самолетному. Но земной резонанс может возникнуть и при работе несущего винта на стоянке. Основные эксплуатационные причины следующие:

слабая или неодинаковая затяжка фрикционных демпферов вертикальных шарниров;

неправильная зарядка амортизаторов и пневматиков колес шасси.

Первая из этих причин приводит к увеличению колебательных движений лопастей, а вторая — к изменению жесткости шасси. За счет изменения жесткости меняется частота собственных колебаний вертолета и создаются условия для резонанса.

При возникновении резонанса надо уменьшить число оборотов несущего винта и выключить двигатель.

**Автоколебания вертолета в полете.** По своей природе автоколебания вертолета похожи на земной резонанс. Эти вибрации сочетают колебания лопастей несущего винта относительно вертикальных шарниров и упругих элементов фюзеляжа вертолета. При колебаниях лопастей возникает центробежная сила несущего винта, которая приводит к биениям вала и деформации стержней подредукторной рамы и силовых элементов фюзеляжа.

У одновинтовых вертолетов автоколебания бывают очень редко; при поломке отдельных силовых элементов фюзеляжа, в результате чего уменьшается его жесткость, и при нарушении регулировки демпферов вертикальных шарниров. Более часто наблюдаются эти вибрации у двухвинтовых вертолетов с продольным расположением несущих винтов. Жесткость фюзеляжа этого вертолета на изгиб в горизонтальной плоскости сравнительно небольшая. При значительных колебаниях лопастей обоих винтов образуются большие изгибающие моменты, которые, меняя свое направление, вызывают сильные изгибные колебания фюзеляжа.

**Флаттер лопастей винтов.** Вибрации типа флаттер являются наиболее опасными. Они встречаются у лопастей несущих винтов, теоретически не исключены и у лопастей рулевых винтов, но ввиду большой жесткости последних практически они исключаются.

Флаттер лопастей несущих винтов бывает двух видов: изгибно-крутильный и маховый. Изгибно-крутильный флаттер в чистом виде чаще всего наблюдается у лопастей с жестким креплением к втулке. У лопастей с шарнирной подвеской обычно бывает комбинированный флаттер.

## **§ 82. Изгибные и изгибно-крутильные колебания жестко закрепленной лопасти**

Изгибными называются такие колебания, при которых хорда лопасти перемещается параллельно самой себе, т. е. отсутствует скручивание лопасти. Эти колебания имеют место при совпадении линии центров тяжести сечений лопасти с осью жесткости.

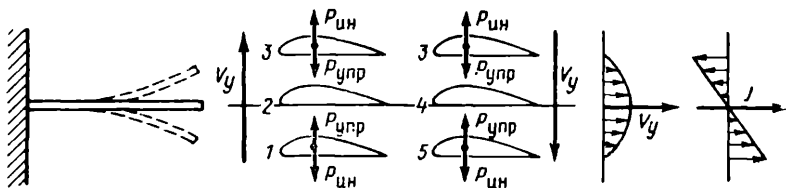


Рис. 113. Изгибные колебания лопасти

Если конец такой лопасти отогнуть вниз, то возникает сила упругости  $P_{упр}$ , приложенная в центре жесткости и направленная вверх (рис. 113). Когда отогнутая лопасть будет освобождена, то под действием силы упругости она станет ускоренно двигаться вверх. За счет ускорения образуется сила инерции  $P_{ин}$ , направленная вниз и приложенная в центре тяжести. Мы рассматриваем лопасть, у которой эти точки совпадают, следовательно, крутящий момент силы инерции будет равен нулю, и закрутка будет отсутствовать.

По мере продвижения элемента лопасти вверх силы упругости и инерции будут уменьшаться, а скорость изгибного движения  $V_y$  будет увеличиваться. Когда элемент лопасти дойдет до нейтрального положения, силы упругости и инерции будут равны нулю, а скорость будет максимальна. При дальнейшем движении лопасти вверх сила упругости изменит свое направление и будет вызывать уменьшение скорости, движение элемента остановится в верхнем крайнем положении. Сила инерции после прохождения линии равновесия будет направлена вверх. Описанное движение показано на рис. 113, позиции 1, 2, 3. Из положения 3 элемент лопасти будет двигаться вниз (позиции 3, 4, 5). Силы, ускорение и скорость будут изменяться так же, как и при движении вверх. Из сказанного следует, что наибольшие силы упругости и наибольшие ускорения изгибного движения будут в крайних положениях. Силы инерции будут максимальны при наибольших ускорениях, т. е. тоже в крайних положениях. Если сечение лопасти проходит нейтральное положение, силы и ускорение меняют свои знаки, а скорость достигает наибольшей величины. Изменение скорости и ускорения показано на графиках колебательного движения. Если линия центров тяжести не совпадает с осью жесткости, то сила инерции данного элемента лопасти образует крутящий момент, скручивающий лопасть относительно оси жесткости. Изгибные колебания будут дополняться крутильными.

У большинства лопастей линия центров тяжести проходит сзади оси жесткости. Характер изгибно-крутильных колебаний такой лопасти показан на рис. 114. Направление и изменение сил, скорости и ускорения будут такие же, как при изгибных колебаниях. Благодаря смещению центра тяжести назад относительно центра жесткости при изгибном движении сечения лопасти вверх образуются положительные углы закрутки ( $+\varphi$ ), которые до



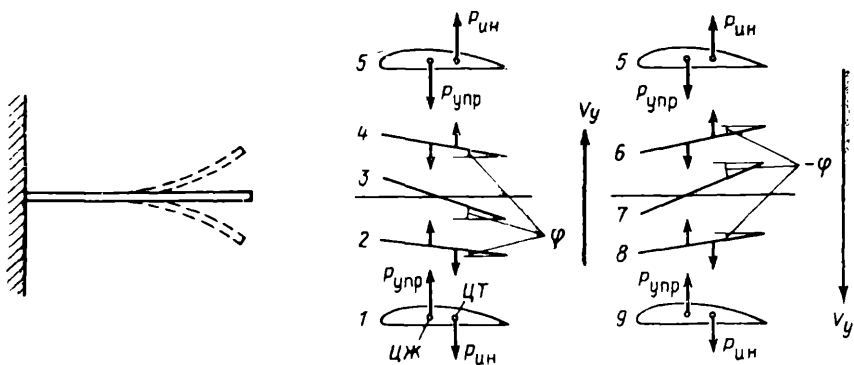


Рис. 114. Изгибно-крутильные колебания лопасти

нейтрального положения увеличиваются, а после — уменьшаются (позиции 1—5).

При изгибном движении лопасти вниз образуются отрицательные углы закрутки, которые по абсолютной величине сначала увеличиваются, а затем уменьшаются (позиции 5—9).

Такой характер собственных изгибно-крутильных колебаний определяется взаимным положением оси жесткости и линии центров тяжести и имеет место у всех лопастей.

Мы рассмотрели изгибные и изгибно-крутильные колебания лопасти в неподвижном воздухе, т. е. когда винт не вращается. Если винт будет вращаться, тогда к силам упругости и инерции надо еще прибавить аэродинамические силы. Действие этих сил на лопасть при некоторых условиях и приводит к флаттеру.

**Сущность изгибно-крутильного флаттера лопасти.** Представим, что изгибно-крутильные колебания лопасти происходят при вращении несущего винта. Развернем эти колебания по линии движения лопасти, навстречу набегает поток воздуха со скоростью  $u$  (рис. 115). Силы упругости и инерции, которые возникают при изгибно-крутильных колебаниях, на рис. 115 не показаны, но они действуют. К этим силам прибавится дополнительная подъемная

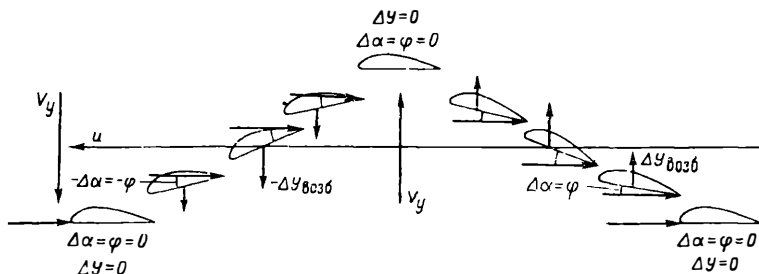


Рис. 115. Изгибно-крутильный флаттер лопасти

сила  $\Delta Y$  При изгибном движении лопасти вверх углы закрутки будут положительные, а это означает, что будет положительный прирост угла атаки элемента лопасти ( $\Delta\alpha = \varphi$ ).

Дополнительная подъемная сила будет направлена вверх. При изгибном движении вниз углы закрутки будут отрицательными, значит будет отрицательным прирост угла атаки ( $-\Delta\alpha = -\varphi$ ). Дополнительная подъемная сила будет направлена вниз. Из сказанного следует, что дополнительная подъемная сила совпадает с направлением изгибного движения, т. е. она будет возбуждающей.

Под действием возбуждающей силы будет увеличиваться амплитуда изгибных колебаний, при увеличении которой увеличиваются силы упругости, ускорения изгибных колебаний, силы инерции и их крутящий момент. Увеличиваются углы закрутки и дополнительные подъемные силы. Вывод: изгибные колебания вызывают закрутку. Увеличение закрутки приводит к увеличению изгибных колебаний, что, в свою очередь, приводит к росту крутильных колебаний.

В результате амплитуда колебаний возрастает настолько быстро, что может привести к разрушению лопасти.

**Условия возникновения флаттера.** При изгибно-крутильных колебаниях возникают не только возбуждающие силы, но и демпфирующие. Флаттер будет возможен только в том случае, если возбуждающие силы будут больше демпфирующих. Возбуждающие силы, как уже было выяснено, возникают за счет крутильных колебаний в результате прироста угла атаки

$$\Delta Y_{\text{возб}} = \Delta C_y S_l \frac{\rho u^2}{2}. \quad (49)$$

Прирост коэффициента подъемной силы  $\Delta C_y$  можно определить по графику  $C_y = f(\alpha)$  (рис. 116, а).

Из графика видно, что прирост  $\Delta C_y$  зависит от прироста угла атаки  $\Delta\alpha$  и от наклона линии графика к оси абсцисс, который можно определить как  $\text{tg } \beta = \frac{\Delta C_y}{\Delta\alpha} = a$ . Отсюда

$$\Delta C_y = a \Delta\alpha = a\varphi.$$

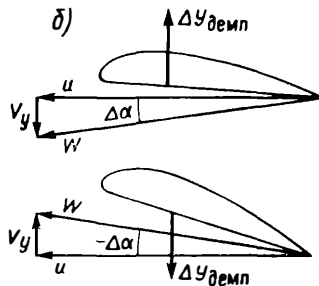
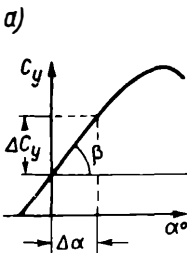


Рис. 116. Образование демпфирующей силы

Подставив значение  $\Delta C_y$  в формулу (49), получим

$$\Delta Y_{\text{возб}} = a\varphi S_l \frac{\rho u^2}{2}$$

Таким образом, возбуждающие силы пропорциональны углу закрутки и квадрату окружной скорости конца лопасти.

Демпфирующие силы возникают вследствие изгибных колебаний. При этих колебаниях изменяется угол атаки элемента лопасти за счет вертикальной скорости  $V_y$  изгибных движений (рис 116, б). При изгибном движении вниз прирост угла атаки положительный и дополнительная подъемная сила направлена вверх. При изгибном движении вверх  $\Delta\alpha$  отрицательный и дополнительная подъемная сила направлена вниз. Следовательно, во всех случаях изгибного движения дополнительная подъемная сила направлена против этого движения, т. е. она демпфирующая

$$\Delta Y_{\text{демп}} = \Delta C_y S_l \frac{\rho u^2}{2} \quad (50)$$

Прирост коэффициента подъемной силы пропорционален углу атаки, т. е.  $\Delta C_y = a\Delta\alpha$ .

Из рис. 116, б  $\Delta\alpha = \frac{V_y}{u}$ . Следовательно,

$$\Delta C_y = a \frac{V_y}{u}$$

Подставив значение  $\Delta C_y$  в формулу (50), получим

$$\Delta Y_{\text{демп}} = aV_y S_l \frac{1}{2} \rho u.$$

Вывод: демпфирующая сила пропорциональна скорости изгибного движения и окружной скорости конца лопасти. Графически это изображено на рис. 117, из которого видно, что при определенной окружной скорости демпфирующие силы равны возбуждающим. Эта скорость называется критической скоростью флаттера. Так как  $u = 2\pi Rn_s$ , то критической скорости соответствуют критические обороты флаттера.

На скорости меньше критической скорости флаттера (при числе оборотов меньше критического) демпфирующие силы больше возбуждающих, изгибно-крутильные колебания будут затухающими, и флаттер невозможен. При числах оборотов больше критических демпфирующие силы меньше возбуждающих. Изгибно-

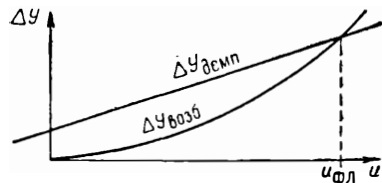


Рис. 117. Зависимость возбуждающих и демпфирующих сил от скорости

крутильные колебания будут возрастающими, и флаттер неизбежен. Следовательно, флаттер возникает, если линия центров тяжести сечений лопасти находится сзади оси жесткости, и число оборотов несущего винта больше числа критических оборотов флаттера. Первое из этих условий имеет место у всех лопастей, поэтому для возникновения флаттера достаточно второго условия.

**Зависимость критических оборотов флаттера от различных условий.** Критические обороты флаттера зависят от жесткости лопасти, от взаимного положения линии центров тяжести и оси жесткости, от взаимного положения линии центров давления и оси жесткости. Чем больше жесткость лопасти на изгиб и кручение, тем больше должны быть возбуждающие силы, чтобы деформировать лопасть.

Для получения больших сил надо большую скорость. Значит, с увеличением жесткости критическое число оборотов флаттера увеличивается. Флаттер металлической лопасти возможен при значительно большем числе оборотов, чем у такой же по размерам лопасти смешанной каркасной конструкции. Это является одной из положительных сторон металлических лопастей.

Если линия центров тяжести лопасти совпадает с осью жесткости, то собственные колебания будут изгибными, тогда при отсутствии крутильных колебаний не будут возникать возбуждающие силы, и флаттер также не возникнет.

Если линия центров тяжести расположена впереди оси жесткости, то собственные колебания будут изгибно-крутильными. Но знаки углов закрутки будут обратны тем, при которых возникает флаттер, т. е. при изгибе лопасти вверх углы закрутки будут отрицательными, а при изгибе вниз — положительными. При таких колебаниях за счет закрутки образуются дополнительные демпфирующие силы, и флаттер невозможен.

Если линия центров тяжести расположена сзади оси жесткости, то чем больше расстояние между этими линиями, тем больше крутящий момент сил инерции, тем меньше будет критическое число оборотов флаттера. Значит, для увеличения критического числа оборотов надо смещать линию центров тяжести лопасти вперед. Для этого у лопасти в ребре атаки имеются специальные грузы в виде металлических стержней, балансиры.

Взаимное влияние линии центров давлений и оси жесткости заключается в том, что при расположении линии центров давлений впереди оси жесткости у лопасти образуется дополнительный крутящий момент от действия аэродинамических сил. Знак этого момента такой же, как и момента сил инерции. Следовательно, в этом случае критическое число оборотов флаттера будет уменьшаться.

**Особенность флаттера лопасти с шарнирной подвеской.** Большинство несущих винтов имеет лопасти с шарнирной подвеской. Наличие горизонтального и осевого шарниров приводит к так называемому маховому флаттеру, т. е. сочетанию маховых движений

с колебаниями лопасти относительно осевого шарнира. Амплитуда таких колебаний будет увеличиваться. Эти колебания возможны даже у абсолютно жесткой лопасти, при отсутствии изгиба и скручивания.

При маховых движениях увеличивается амплитуда вертикальных перемещений элемента лопасти. Амплитуда складывается из перемещений от взмаха и изгиба. При этом критическое число оборотов флаттера уменьшается. Следовательно, горизонтальные шарниры втулки способствуют возникновению флаттера.

Осевые шарниры позволяют лопасти поворачиваться относительно ее продольной оси. Это равносильно уменьшению жесткости лопасти на скручивание. Поворот относительно осевого шарнира возможен за счет упругой деформации элементов проводки управления шагом лопасти. Чем меньше жесткость этих элементов, тем меньше критическое число оборотов флаттера. Осевые шарниры втулки также способствуют возникновению флаттера.

Компенсатор взмаха вызывает уменьшение шага лопастей при взмахе вверх и увеличение — при взмахе вниз. Такое изменение шага аналогично изгибно-крутильным колебаниям при флаттере. Следовательно, компенсатор взмаха также способствует возникновению флаттера. Чем больше коэффициент компенсации, тем меньше критическое число оборотов флаттера. У большинства втулок коэффициент компенсации  $K=0,5$ . При большей величине этого коэффициента критическое число оборотов флаттера уменьшается до оборотов эксплуатационного диапазона.

Критическое число оборотов флаттера зависит от скорости полета: при увеличении скорости увеличивается результирующая скорость обтекания лопасти в азимуте  $90^\circ$ , а это способствует возникновению флаттера. Значит, с увеличением скорости полета критическое число оборотов флаттера уменьшается.

Кроме перечисленных факторов, на флаттер лопасти оказывает влияние центробежная сила. За счет центробежной силы уменьшаются маховые движения и изгиб лопасти, которая становится как бы более жесткой. Следовательно, под действием центробежной силы критические обороты флаттера увеличиваются.

Флаттер лопастей несущего винта ввиду их меньшей жесткости развивается не столь интенсивно, как флаттер крыла самолета, поэтому его можно своевременно обнаружить и принять меры к его прекращению.

**Эксплуатационные причины флаттера.** Флаттер исключается при конструировании самолетов и вертолетов. Это значит, что при расчете критических оборотов флаттера выбирают такую жесткость и такую центровку лопастей, чтобы критические обороты флаттера сделать значительно больше максимально допустимых оборотов несущего винта. Но флаттер может возникнуть по эксплуатационным причинам: из-за нарушения весовой балансировки и уменьшения жесткости конструкции. Нарушение весовой балансировки особенно характерно для лопастей смешанной каркасной

конструкции. У таких лопастей деревянные нервюры сильно впитывают влагу воздуха. При увеличении влажности линия центров тяжести смещается назад, что приводит к уменьшению критических оборотов флаттера, и последний становится возможным на эксплуатационных оборотах.

Весовая балансировка может быть нарушена вследствие небрежного ремонта лопасти, что тоже ведет к возникновению флаттера. Уменьшение жесткости конструкции, приводящее к уменьшению критических оборотов флаттера, образуется при поломке отдельных силовых элементов или при повреждении обшивки лопасти.

В условиях эксплуатации флаттер может возникнуть при работе несущего винта на земле и в полете. Флаттер обнаруживается по сильной тряске вертолета и по «размыву» конуса вращения несущего винта. Если вибрации лопастей отсутствуют, то лопасти правильно отрегулированного винта будут двигаться по одному следу и образуют ярко выраженный конус, который хорошо виден из кабины вертолета. Если имеются вибрации, то лопасти движутся по различным траекториям, и конус будет «размытым», туманным.

При обнаружении флаттера надо энергично уменьшать число оборотов несущего винта до минимально допустимых. После посадки необходимо выяснить причины флаттера. Надо иметь в виду, что «размыв» конуса может быть не только при флаттере, но и при нарушении соконусности, т. е. при неправильной регулировке несущего винта. Но в последнем случае «размыв» не зависит от числа оборотов.

**Мероприятия по предупреждению вибраций всех типов.** В процессе эксплуатации вертолетов обращается особое внимание на предупреждение всех видов вибраций. Эти мероприятия касаются прежде всего строгого соблюдения условий эксплуатации и выполнения всех инструкций, регламентирующих обслуживание данного типа вертолета. Сюда относятся мероприятия по выполнению регулировки и невилировки всех частей вертолета, проверки правильности регулировки демпферов вертикальных шарниров, правильности зарядки амортизаторов и пневматиков колес шасси, проверки соконусности несущего винта и проверки несущего винта на флаттер.

Сущность проверки на флаттер состоит в следующем: на заднюю кромку каждой лопасти прикрепляется определенный груз, доводят число оборотов несущего винта (на стоянке) до указанных в инструкции. Затем постепенно увеличивают их на 1—2%. Так винт работает 1—2 мин. Затем снова увеличивают число оборотов и доводят до максимальных, предусмотренных инструкцией. Если при наличии грузов флаттер не возник, то без груза он тем более не возникнет, так как с перемещением центра тяжести лопасти вперед критические обороты флаттера увеличиваются.

**ПРИНЯТЫЕ ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ**

- $A$  — угол атаки несущего винта  
 $\alpha$  — угол атаки элемента лопасти  
 $T$  — сила тяги несущего винта  
 $T_0$  — сила тяги на высоте  $H=0$   
 $T_H$  — сила тяги на высоте  $H > 0$   
 $T_y$  — часть силы тяги несущего винта, направленная по оси втулки  
 $Y$  — подъемная сила несущего винта  
 $P$  — движущая сила несущего винта  
 $P_x$  — тормозящая сила несущего винта  
 $S_0$  — боковая составляющая тяги несущего винта  
 $P_{уд}$  — удельная тяга несущего винта  
 $\Delta T$  — тяга элемента лопасти  
 $Q_{л}$  — сила сопротивления вращению лопасти  
 $\Delta Q$  — элементарная сила сопротивления вращению  
 $H$  — продольная составляющая силы тяги несущего винта  
 $F_k$  — кориолисова сила лопасти  
 $N$  — центробежная сила лопасти  
 $X_{вр}$  — вредное сопротивление вертолета  
 $N_{расп}$  — располагаемая мощность  
 $N_e$  — эффективная мощность двигателя  
 $N_{п}$  — потребная мощность  
 $N_{г}$  — мощность, потребная для горизонтального полета  
 $N_{вис}$  — мощность, потребная для висения  
 $N_{наб}$  — мощность, потребная для набора высоты  
 $N_{сн}$  — мощность, потребная для снижения с работающим двигателем  
 $N_{дв}$  — мощность, потребная для движения  
 $N_i$  — индуктивная составляющая потребной мощности  
 $N_{пр}$  — профильная составляющая потребной мощности  
 $M_{кр}$  — крутящий момент  
 $M_{р}$  — реактивный момент несущего винта  
 $M_{р, в}$  — реактивный момент рулевого винта  
 $M_{Тр, в}$  — момент тяги рулевого винта  
 $M_z$  — продольный момент вертолета  
 $M_x$  — поперечный момент вертолета  
 $M_y$  — путевой момент вертолета  
 $C_T$  — коэффициент тяги несущего винта  
 $C_Y$  — коэффициент подъемной силы элемента лопасти  
 $\mu$  — коэффициент режима работы несущего винта  
 $\eta_0$  — относительный к. п. д. несущего винта  
 $m_{кр}$  — коэффициент крутящего момента  
 $m_{кр_i}$  — коэффициент крутящего момента индуктивного сопротивления  
 $m_{кр_{пр}}$  — коэффициент крутящего момента профильного сопротивления  
 $\chi$  — коэффициент концевых потерь несущего винта  
 $\xi$  — коэффициент использования мощности  
 $D$  — диаметр несущего винта  
 $R$  — радиус несущего винта  
 $r$  — радиус элемента лопасти  
 $\bar{r}$  — относительный радиус элемента лопасти  
 $F$  — площадь, ометаемая несущим винтом  
 $k$  — число лопастей  
 $b$  — длина хорды элемента лопасти  
 $G$  — вес вертолета  
 $G_{л}$  — вес лопасти несущего винта  
 $x_{ц. т}$  — горизонтальная центровка вертолета  
 $y_{ц. т}$  — вертикальная центровка вертолета  
 $\rho$  — плотность воздуха  
 $\Delta$  — относительная плотность воздуха  
 $\Phi$  — установочный угол (шаг) элемента лопасти  
 $\Phi_{0,7}$  — установочный угол (шаг) несущего винта

$\beta$  — угол взмаха лопасти  
 $\psi$  — угол азимута лопасти  
 $\alpha_0$  — угол конусности несущего винта  
 $a_1$  — продольный завал оси конуса несущего винта  
 $b_1$  — поперечный завал оси конуса несущего винта  
 $V$  — скорость полета вертолета

$V_t$  — индуктивная скорость (скорость подсосывания)  
 $u$  — окружная скорость конца лопасти  
 $W$  — результирующая скорость элемента лопасти  
 $V_{сн}$  — вертикальная скорость снижения  
 $\omega$  — угловая скорость несущего винта

## Приложение 2

### ОТВЕТЫ НА ВОПРОСЫ ПРОГРАММИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ

#### Глава III. Работа несущего винта на режиме осевого обтекания

Вопрос 1. Правильный ответ 2.  
Вопрос 2. Правильный ответ 4.  
Вопрос 3. Правильный ответ 2.  
Вопрос 4. Правильный ответ 1.

Вопрос 5. Правильный ответ 2.  
Вопрос 6. Правильный ответ 2.  
Вопрос 7. Правильный ответ 1.  
Вопрос 8. Правильный ответ 1.

#### Глава IV. Работа несущего винта на режиме косоуго обтекания

Вопрос 1. Правильный ответ 1.  
Вопрос 2. Правильный ответ 3.  
Вопрос 3. Правильный ответ 2.  
Вопрос 4. Правильный ответ 1.

Вопрос 5. Правильный ответ 3.  
Вопрос 6. Правильный ответ 2.  
Вопрос 7. Правильный ответ 1.

#### Глава V. Режимы вертикального полета вертолета

Вопрос 1. Правильный ответ 1.  
Вопрос 2. Правильный ответ 3.

Вопрос 3. Правильный ответ 2.  
Вопрос 4. Правильный ответ 1.

#### Глава VI. Горизонтальный полет вертолета

Вопрос 1. Правильный ответ 3.  
Вопрос 2. Правильный ответ 2.

Вопрос 3. Правильный ответ 3.  
Вопрос 4. Правильный ответ 1.  
Вопрос 5. Правильный ответ 3.

#### Главы VII и VIII. Набор высоты и снижение вертолета по наклонной траектории

Вопрос 1. Правильный ответ 1.  
Вопрос 2. Правильный ответ 1.  
Вопрос 3. Правильный ответ 3.

Вопрос 4. Правильный ответ 2.  
Вопрос 5. Правильный ответ 1.

#### Глава IX. Полет вертолета на режиме самовращения несущего винта

Вопрос 1. Правильный ответ 3.  
Вопрос 2. Правильный ответ 1.  
Вопрос 3. Правильный ответ 1.

Вопрос 4. Правильный ответ 3.  
Вопрос 5. Правильный ответ 2.



## ЛИТЕРАТУРА

1. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М., Оборонгиз, 1956.
  2. Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С., Гродко Л. Н., Лейканд М. А. Вертолеты. Расчет и проектирование. Книга I. Аэродинамика. М., «Машиностроение», 1966.
  3. Пейн П. Р. Динамика и аэродинамика вертолета. М., Оборонгиз, 1963.
  4. Загордан А. М. Элементарная теория вертолета. М., Воениздат, 1960.
  5. Бодиков К. Е., Игнатосян С. А., Ансенов Д. Т. Теория и техника полета вертолета. М., Воениздат, 1961.
  6. Байдаков В. Б., Иванов-Эмин Л. Н. Аэродинамика летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1965.
  7. Фадеев Б. И. Практическая аэродинамика вертолета Ми-4. М., Воениздат, 1960.
  8. Братухин И. П. Проектирование и конструкции вертолетов. М., Оборонгиз, 1955.
-

## ОГЛАВЛЕНИЕ

### Глава I. Принципы полета вертолета

§ 1. Краткая история развития вертолетов	3
§ 2. Вертолет и его основные части. Принципы полета	5
§ 3. Классификация вертолетов	7

### Глава II. Основные характеристики несущего винта

§ 4. Общая характеристика	9
§ 5. Геометрические характеристики	10
§ 6. Основные режимы работы	14
§ 7. Коэффициент режима работы несущего винта	15

### Глава III. Работа несущего винта на режиме осевого обтекания

§ 8. Импульсная теория идеального винта	16
§ 9. Теория элемента лопасти	18
§ 10. Силы сопротивления вращению несущего винта	20
§ 11. Мощность и крутящий момент, потребные для вращения несущего винта	21
§ 12. Управление оборотами несущего винта	23
§ 13. Способы уравнивания действия реактивного момента несущего винта	25
§ 14. Способы передачи крутящего момента от двигателя к несущему винту	26
§ 15. Располагаемая мощность несущего винта	29
§ 16. Тяга несущего винта при вертикальном наборе высоты и вертикальном снижении	30
§ 17. Потери реального винта	32
§ 18. Особенности работы соосной системы двух несущих винтов Вопросы и ответы для программированного контроля	33 36

### Глава IV. Работа несущего винта на режиме косоугольного обтекания

§ 19. Особенности работы несущего винта на режиме косоугольного обтекания	39
§ 20. Зависимость силы тяги несущего винта от скорости полета	42
§ 21. Сила тяги лопасти и ее изменение по азимуту	43
§ 22. Результирующая скорость обтекания элемента лопасти в плоскости вращения втулки	44
§ 23. Изменение окружной и результирующей скоростей по радиусу несущего винта	46
§ 24. Недостатки несущего винта с жестким креплением лопастей	48
§ 25. Назначение горизонтальных шарниров втулки несущего винта	49
§ 26. Условия равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира	50
§ 27. Конус вращения несущего винта	52
§ 28. Маховые движения лопастей	53
§ 29. Завал оси конуса вращения несущего винта	54
§ 30. Ограничение маховых движений лопастей и компенсатор взмаха	56
§ 31. Изменение угла атаки элемента лопасти вследствие маховых движений	58
§ 32. Влияние числа лопастей на аэродинамические характеристики несущего винта	60

§ 33. Изменение сил сопротивления вращению и реактивного момента по азимуту	60
§ 34. Инерционные силы, действующие на лопасти несущего винта	61
§ 35. Колебательные движения лопасти	64
§ 36. Демпфирование колебательных движений лопасти	66
§ 37. Возможность потери устойчивости маховых движений лопастей	68
Вопросы и ответы для программированного контроля	70

#### Глава V Режимы вертикального полета вертолета

§ 38. Общая характеристика режима висения	74
§ 39. Схема сил, действующих на вертолет, и условия висения	74
§ 40. Тяга и мощность, потребные для висения	76
§ 41. Вертикальный набор высоты	81
§ 42. Вертикальное снижение вертолета с работающим двигателем	84
§ 43. Режим вихревого кольца	85
Вопросы и ответы для программированного контроля	87

#### Глава VI. Горизонтальный полет вертолета

§ 44. Общая характеристика горизонтального полета	88
§ 45. Тяга и мощность, потребные для горизонтального полета	89
§ 46. Характерные скорости горизонтального полета вертолета	93
§ 47. Влияние веса вертолета и высоты полета на летные характеристики	94
§ 48. Причины ограничения максимальной скорости горизонтального полета и пути увеличения её	96
§ 49. Продолжительность и дальность горизонтального полета	98
Вопросы и ответы для программированного контроля	100

#### Глава VII. Набор высоты по наклонной траектории

§ 50. Общая характеристика. Режим набора высоты по наклонной траектории	102
§ 51. Тяга и мощность, потребные для набора высоты	103
§ 52. Вертикальная скорость набора высоты	104
§ 53. Изменение вертикальной скорости по высоте	105

#### Глава VIII. Снижение вертолета по наклонной траектории

§ 54. Общая характеристика режима снижения	108
§ 55. Тяга и мощность, потребные для снижения вертолета	109
§ 56. Скорость снижения вертолета с работающим двигателем	111
Вопросы и ответы для программированного контроля	112

#### Глава IX. Полет вертолета на режиме самовращения несущего винта

§ 57. Вертикальное снижение	115
§ 58. Аэродинамические силы лопасти	118
§ 59. Условия и режимы самовращения несущего винта	119
§ 60. Условия самовращения различных элементов лопасти	123
§ 61. Планирование	126
§ 62. Вертикальная скорость снижения при планировании	129
§ 63. Безопасная высота полета	132
§ 64. Переход от полета с работающим двигателем к полету на режиме самовращения несущего винта	134
§ 65. Особенность планирования двухвинтовых вертолетов	136
Вопросы и ответы для программированного контроля	137

## Глава X. Взлет и посадка вертолета

§ 66. Взлет	140
§ 67. Посадка	144

## Глава XI. Равновесие, устойчивость и управляемость вертолета

§ 68. Центр тяжести и центровка вертолета . . .	149
§ 69. Общая характеристика равновесия вертолета	152
§ 70. Равновесие вертолета на режиме висения	153
§ 71. Статическая устойчивость вертолета .	159
§ 72. Динамическая устойчивость вертолета	163
§ 73. Понятие об управлении вертолетом . . . . .	166
§ 74. Изменение общего и циклического шага несущего винта	167
§ 75. Назначение и принцип устройства автомата перекоса несущего винта	167
§ 76. Принципы управления одновинтовым вертолетом	171
§ 77. Принципы управления двухвинтовым вертолетом	173
§ 78. Понятие об управляемости вертолета	175

## Глава XII. Вибрации вертолета

§ 79. Общая характеристика вибраций	177
§ 80. Вынужденные колебания вертолета	179
§ 81. Самовозбуждающиеся вибрации . . . . .	181
§ 82. Изгибные и изгибно-крутильные колебания жестко закрепленной лопасти	183

Приложение 1. Принятые основные обозначения	191
Приложение 2. Ответы на вопросы программированного контроля	192
Литература	193



*Дмитрий Иванович Базов*

**Аэродинамика вертолетов**

Редактор *И. В. Мариян*

Технический редактор *Т. М. Плешкова*

Корректор *Р. М. Могила*

Сдано в набор 17/XII 1968 г. Подписано в печать 23/VI 1969 г. Бумага 60×90<sup>1/16</sup>

Печ. л. 12,25 Уч.-изд. л. 13,04 Т-08717 Тираж 8000 экз. Цена 53 коп.

Изд. № 3-1-2/17 № 2937. Зак. 2357

Издательство «Транспорт», Москва, Басманный тупик, 6а

Ленинградская тип. № 12 им. М. И. Лоханкова Главполиграфпрома Комитета по печати при Совете Министров СССР. Ленинград, ул. Правды, 15