

ИНЖЕНЕР-ПОДПОЛКОВНИК  
ЗАГОРДАН А. М.

# ЭЛЕМЕНТАРНАЯ ТЕОРИЯ ВЕРТОЛЕТА

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ  
ДЛЯ ЛЕТНОГО И ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА  
В В С

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР  
Москва—1955

**Инженер-подполковник ЗАГОРДАН А. М.**

**Элементарная теория вертолета**

**(учебное пособие для лётного и технического состава ВВС)**

В книге освещаются принципы полета, основные особенности конструкции в аэродинамике вертолета и его отличие от самолета.

Для облегчения усвоения материала книга иллюстрирована рисунками, раскрывающими физический смысл явлений, происходящих при полете вертолета.

Книга рассчитана на читателя, знакомого с основами механики и аэродинамике самолета.

---

### ОТ АВТОРА

За просмотр рукописи и ряд ценных указаний автор приносит глубокую благодарность гг. А. С. Розанову, Н. К. Скржинскому и В. И. Бирюлину, а также выражает признательность за существенные рекомендации по отдельным вопросам гг. С. Г. Бровцеву, С. А. Тянкову, П. Т. Аброщенко и С. Х. Атабекину.

Автор

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение . . . . .	3
Основные обозначения . . . . .	8
<b>Глава I. Принципы полета вертолета и основные конструктивные отличия его от самолета . . . . .</b>	<b>10</b>
1. Тяга несущего винта . . . . .	—
2. Реактивный момент. Схемы вертолетов . . . . .	16
3. Составляющая полной аэродинамической силы несущего винта для горизонтального полета . . . . .	17
4. Шарнирная подвеска лопастей несущего винта . . . . .	19
5. Автомат перекоса . . . . .	20
6. Управление вертолетом . . . . .	27
Управление вертолетом схемы Б. Н. Юрьева	—
Особенности управления двухвинтовыми вертолетами с поперечным и продольным расположением винтов . . . . .	30
Органы управления вертолетом в кабине летчика . . . . .	32
7. Маховые движения лопасти при поступательном полете . . . . .	34
8. Регулятор взмаха . . . . .	41
9. Разнос горизонтальных шарниров . . . . .	42
10. Вертикальный шарнир. Колебательные движения лопасти в плоскости вращения несущего винта . . . . .	43
11. Силовая установка . . . . .	47
12. Трансмиссия вертолета . . . . .	49
<b>Глава II. Особенности аэродинамики несущего винта . . . . .</b>	<b>54</b>
1. Отличия аэродинамики несущего винта вертолета от аэродинамики крыла самолета . . . . .	—
2. Несущий винт . . . . .	56
3. Угол атаки несущего винта . . . . .	59
4. Параметры, определяющие характеристики несущего винта . . . . .	—
5. Индуктивная скорость потока . . . . .	68
6. Аэродинамические силы на несущем винте . . . . .	71
7. Поляра несущего винта . . . . .	74
8. Краткие сведения о методах аэродинамического расчета вертолетов . . . . .	76
9. Располагаемая мощность . . . . .	77
10. Потребная мощность . . . . .	82
11. Особенности аэродинамики вертолетов различных схем расположения несущих винтов . . . . .	86
<b>Глава III. Режимы вертикального полета вертолета . . . . .</b>	<b>88</b>
1. Установившийся и переходный режимы полета вертолета . . . . .	—
2. Режим висения . . . . .	—
3. Угол атаки сечения лопасти и тяга несущего винта на режиме висения . . . . .	90
4. Крутящий момент на несущем винте при висении вертолета . . . . .	93
5. Потребная мощность на режиме висения . . . . .	94

6. Зависимость мощности, потребной для висения, от атмосферных условий . . . . .	96
7. Взлет и вертикальный набор высоты . . . . .	97
8. Вертикальное снижение вертолета. Режим вихревого кольца . . . . .	99
<b>Глава IV. Горизонтальный полет . . . . .</b>	<b>104</b>
1. Скорости воздушного потока в плоскости вращения несущего винта . . . . .	—
2. Угол атаки сечений лопасти . . . . .	106
3. Тяга и крутящий момент лопасти . . . . .	110
4. Тяга и крутящий момент несущего винта . . . . .	113
5. Скорость горизонтального полета вертолета . . . . .	117
6. Влияние атмосферных условий на летные данные вертолета . . . . .	120
7. Срыв потока с лопастей в полете с большой скоростью . . . . .	121
8. Дальность и продолжительность полета вертолета . . . . .	124
<b>Глава V. Набор высоты и планирование с работающим двигателем . . . . .</b>	<b>129</b>
1. Набор высоты по наклонной траектории . . . . .	—
2. Планирование с работающим двигателем . . . . .	130
3. Посадка вертолета . . . . .	133
4. Особенности условий работы в косом потоке (горизонтальный или наклонный полет с работающим двигателем) несущих винтов вертолетов продольной схемы и с соосными винтами . . . . .	135
<b>Глава VI. Снижение и посадка вертолета на режиме самовращения несущего винта . . . . .</b>	<b>138</b>
1. Самовращение (авторотация) несущего винта . . . . .	—
2. Самовращение несущего винта при вертикальном снижении вертолета . . . . .	139
3. Запас самовращения . . . . .	142
4. Самовращение несущего винта при планировании вертолета . . . . .	144
5. Схема самовращения трехлопастного несущего винта . . . . .	145
6. Предельные условия самовращения несущего винта по срыву потока . . . . .	147
7. Планирование на режиме самовращения несущего винта вертолетов с продольным и соосным расположением винтов . . . . .	148
8. Вертикальная скорость снижения при планировании вертолета на режиме самовращения несущего винта . . . . .	149
9. Переход вертолета из моторного полета на планирование при самовращении несущего винта . . . . .	152
10. Посадка вертолета на режиме самовращения несущего винта . . . . .	153
<b>Глава VII. Управляемость и устойчивость вертолета . . . . .</b>	<b>159</b>
1. Характер движения вертолета . . . . .	—
2. Определения основных понятий устойчивости и управляемости . . . . .	162
3. Балансировка вертолета . . . . .	164
Силы и моменты, действующие на одновинтовой вертолет на режиме горизонтального полета в плоскости его симметрии (продольная балансировка) . . . . .	166
Силы и моменты, действующие в поперечной плоскости (поперечная балансировка) . . . . .	—
Силы и моменты, действующие в горизонтальной плоскости (путевая балансировка) . . . . .	—
4. Управляемость вертолета . . . . .	170
Непосредственное управление несущим винтом . . . . .	171
Управление несущим винтом посредством автомата перекоса . . . . .	174
Эффективность управления . . . . .	177
Демпфирование . . . . .	178
Чувствительность к управлению . . . . .	181
Усилия на ручке управления . . . . .	182
Запаздывание в управлении . . . . .	184

	<i>Стр.</i>
5. Статическая устойчивость вертолета . . . . .	185
6. Статическая устойчивость несущего винта по скорости . . . . .	188
7. Статическая устойчивость несущего винта по углу атаки . . . . .	—
8. Продольная статическая устойчивость вертолета по скорости и по углу атаки . . . . .	191
9. Динамическая устойчивость вертолета . . . . .	193
10. Динамическая устойчивость вертолета на висении . . . . .	198
<b>Глава VIII. Прочность и колебания конструкции вертолета . . . . .</b>	<b>202</b>
1. Статическая и динамическая (усталостная) прочность . . . . .	—
2. Кривая усталости материала . . . . .	205
3. Факторы, влияющие на предел усталости . . . . .	207
4. Колебания конструкции вертолета от переменных нагрузок . . . . .	209
5. Оценка колебаний конструкции вертолета . . . . .	210
<b>Литература . . . . .</b>	<b>213</b>

**Загордан А. М. — Элементарная теория вертолета**

Редактор инженер-подполковник *Захаров Д. М.*

Технический редактор *Мясникова Г. Ф.*

Корректор *Шебаршова А. А.*

Сдано в набор 30.9.54 г.

Подписано к печати 11.4.55

Формат бумаги 60X92<sup>1</sup>/<sub>16</sub>—13<sup>1</sup>/<sub>2</sub> печ. л.—13,5 усл. печ. л. 14,002 уч.-изд. л.

Г-14398

Военное Издательство Министерства Обороны Союза ССР

Москва, Тверской бульвар, 18.

Изд. № 6/7320

Зак. № 2642

2-я типография им. К. Е. Ворошилова Управления Военного Издательства  
Министерства Обороны Союза ССР

## ВВЕДЕНИЕ

Идея создания летательного аппарата, у которого подъемная сила создавалась бы воздушным винтом, родилась очень давно.

Еще 200 лет назад великий русский ученый М. В. Ломоносов создал проект и летающую модель прообраза современного вертолета.

В начале двадцатого века отец русской авиации профессор Московского университета Николай Егорович Жуковский своими гени-



Рис. 1. Вертолет Б. Н. Юрьева

альными трудами по воздухоплаванию и воздушным винтам создал основы теории полета самолета и винтовых летательных аппаратов.

Особое место в трудах профессора Н. Е. Жуковского занимают работы по воздушным винтам и, в частности, по вертолетным (геликоптерным) винтам. Эти работы послужили базой для дальнейшего развития советскими учеными теории несущего винта вертолета.

Большой вклад в дело создания первого в мире вертолета внес ученик профессора Жуковского Б. Н. Юрьев. Он сконструировал в 1909 г. двухвинтовой вертолет, для которого разработал «автомат перекоса», разрешив тем самым проблему управления вертолетом. Автомат перекоса в настоящее время является неотъемлемой частью любого вертолета. Б. Н. Юрьевым разработан также и в 1912 г. построен одновинтовой вертолет (рис. 1).

В 20—30-х годах нашего века развитие винтокрылых аппаратов шло по линии создания автожиров — летательных аппаратов, у которых, помимо несущего винта, имелся тянущий винт, приводимый во вращение от двигателя. Автожиры не получили широкого применения потому, что они значительно уступали самолетам в скорости полета и не решали задачи вертикального взлета и вертикальной посадки. Однако их положительная историческая роль заключалась в том, что в практике проектирования и эксплуатации автожиров была разработана теория и конструкция несущего винта.

В 1928 г. были построены первые советские автожиры конструкции Н. И. Камова и Н. К. Скржинского — Каскр-I (рис. 2) и Каскр-II.

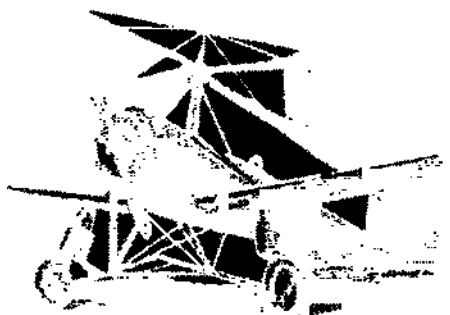


Рис. 2. Первый советский автожир Каскр-I (1928—1929 гг.)

В 30-х годах в ЦАГИ была создана специальная вертолетная группа, которая занималась теоретическими вопросами в области вертолетов и проектированием. В эту группу входили Камов Н. И., Миль М. Л., Братухин И. П., Скржинский Н. К., Кузнецов В. А., Изаксон М. А. и другие.

В последующие годы в ЦАГИ было создано еще несколько автожиров: 2ЭА, 4ЭА, А-6, А-7, А-12 и А-14.

В 1930 г. был построен первый советский экспериментальный вертолет (геликоптер) ЦАГИ-1-ЭА, у которого отсутствовал тянущий винт, а несущий винт приводился во вращение от двух двигателей.

14 августа 1932 г. вертолет ЦАГИ-1-ЭА, пилотируемый летчиком профессором Черемухиным А. М., совершил рекордный для того времени полет, поднявшись на высоту 600 м. Результат, достигнутый Черемухиным, был намного выше официально зарегистрирован-

ного мирового рекорда высоты полета французского вертолета Бреге-Доран (180 м), установленного спустя 4 года, т. е. в 1936 г. Здесь уместно сказать, что первый американский вертолет Сикор-



Рис. 3. Вертолет конструкции И. П. Братухина

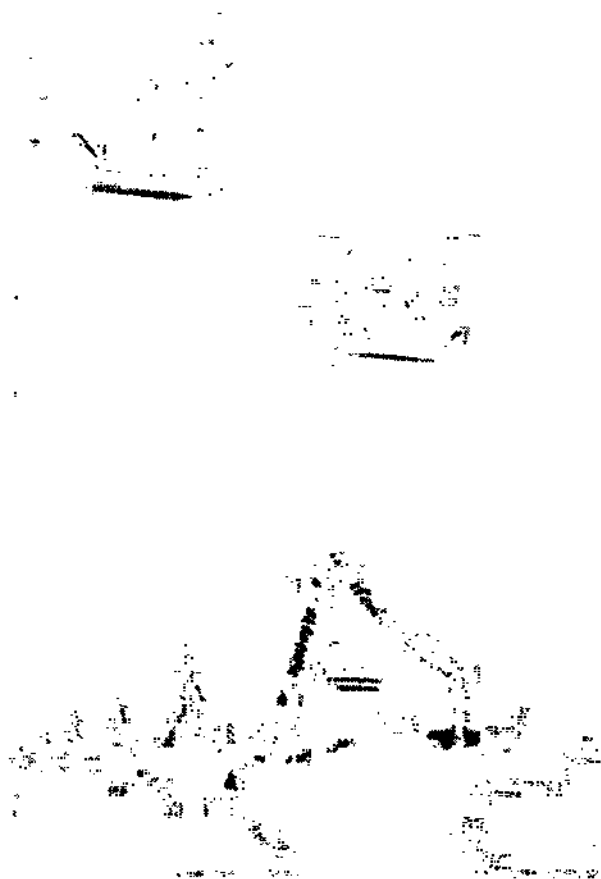
ского (VS-300) поднялся в воздух только в 1940 г. Советское вертолетостроение развивается значительно быстрее иностранного, причем работы наших конструкторов основываются на большой теоретической и экспериментальной базе созданной отечественной наукой.



Рис. 4. Вертолеты конструкции М. Л. Миля на воздушном параде в 1952 г.

В результате бурного развития отечественной тяжелой промышленности за годы первых пятилеток Советский Союз получил мощ-

ную материально-техническую базу для дальнейшего развития авиационной техники. Это обеспечило плодотворную работу советских авиационных конструкторов. Советские самолеты и вертолеты превосходят по своим данным лучшие образцы авиационной техники капиталистического мира.



**Рис. 5.** Вертолеты конструкции Н. И. Камова в полете в день Военно-Морского Флота в 1952 г.

В 1948 и 1949 гг. в небо Тушинского аэродрома в День Воздушного флота СССР поднялись вертолеты конструкции лауреата Сталинской премии И. П. Братухина (рис. 3) и вертолет «летающий мотоцикл» конструкции Н. И. Камова.

В 1951 г. на празднике дня авиации в Тушино продемонстрировали свои необыкновенные качества вертолеты конструкции М. Л. Миля (рис. 4).

На рис. 5 показан вертолет Н. И. Камова в полете в день Военно-Морского Флота в 1952 году.

Современные вертолеты применяются не только в гражданской авиации, но и состоят на вооружении военно-воздушных сил многих стран.

Во время второй мировой войны вертолеты применялись в качестве воздушных наблюдательных пунктов и артиллерийских корректировщиков, действуя с суши и военных кораблей и в качестве транспортных средств.

Вертолет обладает большим преимуществом перед самолетом благодаря тому, что он не требует специально оборудованных посадочных и взлетных площадок. Он может неподвижно держаться в воздухе на одном месте («висеть»), перемещаться в любом направлении, а также совершать подъем или спуск под любым углом к горизонту, включая вертикальный взлет и вертикальную посадку. Вместе с тем вертолет значительно уступает самолету в скорости полета. В настоящее время максимальные скорости горизонтального полета вертолета находятся в пределах 200—250 км/час.

Однако там, где скорость полета не является первостепенным требованием, а главным является способность действовать вне зависимости от взлетно-посадочных площадок, достоинства вертолета неоценимы.

# ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

## ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Радиус несущего винта, <i>м</i> . . . . .	<i>R</i>
Диаметр несущего винта, <i>м</i> . . . . .	<i>D</i>
Хорда сечения лопасти, <i>м</i> . . . . .	<i>b</i>
Радиус сечения лопасти, <i>м</i> . . . . .	<i>r</i>
Расстояние от оси вращения винта до оси горизонтального шарнира, <i>м</i> . . . . .	<i>l<sub>гш</sub></i>
Расстояние от оси вращения винта до оси вертикального шарнира, <i>м</i> . . . . .	<i>l<sub>вш</sub></i>
Площадь, ометаемая несущим винтом, <i>м<sup>2</sup></i> . . . . .	<i>F</i>
Угол атаки несущего винта в градусах . . . . .	<i>A</i>
Угол атаки сечения лопасти в градусах . . . . .	<i>a</i>
Угол установки, или шаг лопасти, в градусах . . . . .	<i>φ</i>
Угол взмаха лопасти относительно горизонтального шарнира (на режиме „висения“ — угол конусности) в градусах . . . . .	<i>β</i>
Угол отклонения лопасти относительно вертикального шарнира (угол отставания или опережения лопасти) в градусах . . . . .	<i>ζ</i>
Угол азимутального положения лопасти в градусах . . . . .	<i>ψ</i>
Угол отклонения кольца автомата перекоса в градусах . . . . .	<i>δ</i>
Угол регулятора взмаха в градусах . . . . .	<i>σ<sub>1</sub></i>
Число лопастей винта . . . . .	<i>z</i>

## КИНЕМАТИЧЕСКИЕ, МАССОВЫЕ И ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Число оборотов несущего винта, <i>об/мин</i> . . . . .	<i>n</i>
Угловая скорость несущего винта, <i>1/сек</i> . . . . .	<i>ω</i>
Скорость полета, <i>км/час</i> . . . . .	<i>V</i>
Индуктивная скорость, <i>м/сек</i> . . . . .	<i>u</i>
Скорость взмаха лопасти относительно горизонтального шарнира, <i>м/сек</i> . . . . .	<i>v<sub>вв</sub></i>
Равнодействующая (суммарная) скорость движения элемента лопасти, <i>м/сек</i> . . . . .	<i>W</i>
Вертикальная скорость, <i>м/сек</i> . . . . .	<i>V<sub>y</sub></i>
Полетный вес вертолета, <i>кг</i> . . . . .	<i>G</i>

Полная аэродинамическая сила несущего винта, направленная перпендикулярно плоскости вращения концов лопастей, кг . . . . .	$R$
Вертикальная составляющая полной аэродинамической силы (подъемная сила) несущего винта, кг	$Y$
Составляющая полной аэродинамической силы несущего винта, направленная по траектории полета, кг . . . . .	$P$
Горизонтальная составляющая полной аэродинамической силы, направленная вбок, кг . . . . .	$Z$
Сила тяги — составляющая полной аэродинамической силы несущего винта, направленная перпендикулярно плоскости вращения его втулки, кг . . . . .	$T$
Продольная сила несущего винта, кг . . . . .	$H$
Боковая сила несущего винта, возникающая от маховых движений, кг . . . . .	$S$
Сила тяги рулевого винта, кг . . . . .	$T_{р. в}$
Полная аэродинамическая сила лопасти несущего винта, кг . . . . .	$R_n$
Подъемная сила лопасти несущего винта, кг . . . . .	$Y_n$
Горизонтальная составляющая полной аэродинамической силы лопасти несущего винта, кг . . . . .	$X_n$
Центробежная сила лопасти несущего винта, кг	$J_c$
Вредное сопротивление, кг . . . . .	$X_{вр}$
Крутящий момент несущего винта, кгм . . . . .	$M_{вр}$
Крутящий момент лопасти несущего винта, кгм	$M_{кр. л}$
Массовая характеристика лопасти несущего винта . . . . .	$\gamma$

### КОЭФФИЦИЕНТЫ

Характеристика (коэффициент) режима работы несущего винта . . . . .	$\mu = \frac{V \cos A}{\omega R} \approx \frac{V}{\omega R}$
Коэффициент притекания . . . . .	$\lambda = \frac{V \sin A + u}{\omega R}$
Коэффициент заполнения диска несущего винта	$\sigma$
Коэффициент подъемной силы сечения лопасти	$c_y$
Коэффициент сопротивления сечения лопасти . . . . .	$c_x$
Средний по диску коэффициент подъемной силы	$c_{y_0}$
Коэффициент тяги несущего винта . . . . .	$c_T$
Коэффициент крутящего момента несущего винта	$m_{вр}$
Коэффициенты махового движения лопасти, соответствующие углам конусности, завалу конуса назад и вбок . . . . .	$a_{01}; a_{11}; b_{11}; a_{02}; b_{21}$
Удельная нагрузка на площадь, ометаемую несущим винтом, кг/м <sup>2</sup> . . . . .	$P$

## ГЛАВА I

# ПРИНЦИП ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА И ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ ЕГО ОТ САМОЛЕТА

### 1. ТЯГА НЕСУЩЕГО ВИНТА

Вертолет — летательный аппарат тяжелее воздуха.

Подъемная сила и тяга для поступательного движения у вертолета создаются при помощи несущего винта. Этим он отличается от самолета и планера, у которых подъемная сила при движении в воздухе создается несущей поверхностью — крылом, жестко соединенным с фюзеляжем, а тяга — воздушным винтом или реактивным двигателем (рис. 6).

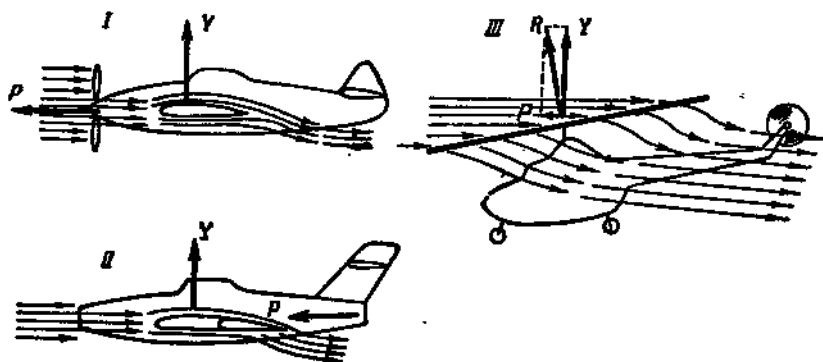


Рис. 6. Подъемная сила и сила движения вперед у самолета (тяга) и вертолета (тяга для движения вперед) в горизонтальном полете:

I — винтовой самолет; II — реактивный самолет; III — вертолет

В принципе полета самолета и вертолета можно провести аналогию. В том и другом случае подъемная сила создается за счет взаимодействия двух тел: воздуха и летательного аппарата (самолета или вертолета).

По закону равенства действия и противодействия следует, что с какой силой летательный аппарат действует на воздух (вес или земное притяжение), с такой же силой воздух действует на летательный аппарат (подъемная сила).

При полете самолета происходит следующее явление: набегающий встречный поток воздуха обтекает крыло и за крылом скашивается вниз. Но воздух представляет собой неразрывную, достаточно вязкую среду, и в этом скашивании участвует не только слой воздуха, находящийся в непосредственной близости от поверхности крыла, но и соседние слои его. Таким образом, при обтекании крыла за каждую секунду скашивается вниз назад довольно значительный объем воздуха, приблизительно равный объему цилиндра, у которого сечением является круг диаметром, равным размаху крыла, а длина — скорость полета в секунду. Это есть не что иное, как секундный расход воздуха, участвующего в создании подъемной силы крыла (рис. 7).

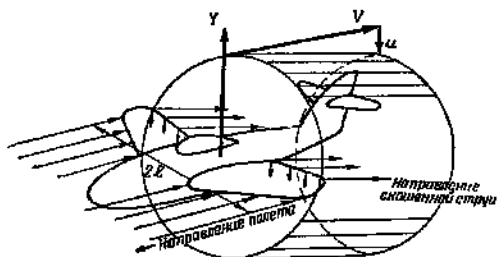


Рис. 7. Объем воздуха, участвующего в создании подъемной силы самолета

Из теоретической механики известно, что изменение количества движения за единицу времени равно действующей силе:

$$P = m \Delta u,$$

где  $P$  — действующая сила;

$m$  — секундная масса воздуха;

$\Delta u$  — приращение скорости воздушного потока (по вертикали) в результате взаимодействия с крылом самолета.

Следовательно, подъемная сила крыла будет равна секунднему приросту количества движения по вертикали в уходящей струе.

$$Y = \pi l^2 V \rho u,$$

где  $l$  — полуразмах крыла;

$V$  — скорость полета в м/сек;

$\rho$  — плотность воздуха;

$u$  — скорость скоса потока за крылом по вертикали в м/сек.

Точно так же можно выразить полную аэродинамическую силу несущего винта вертолета через секундный расход воздуха и скорость скоса потока (индуктивную скорость уходящей струи воздуха).

Вращающийся несущий винт ометает поверхность, которую можно представить себе как несущую, аналогичную крылу самолета (рис. 8). Воздух, протекающий через поверхность, ометаемую несущим винтом, в результате взаимодействия с вращающимися лопастями отбрасывается вниз с индуктивной скоростью  $u$ . В случае горизонтального или наклонного полета воздух притекает к поверхности, ометаемой несущим винтом под некоторым углом (косая обдувка). Как и у самолета, объем воздуха, участвующего в создании полной аэродинамической силы несущего винта, можно представить в виде цилиндра, у которого площадь основания равна площади поверхности, ометаемой несущим винтом, а длина — скорости полета, выраженной в  $м/сек$ .

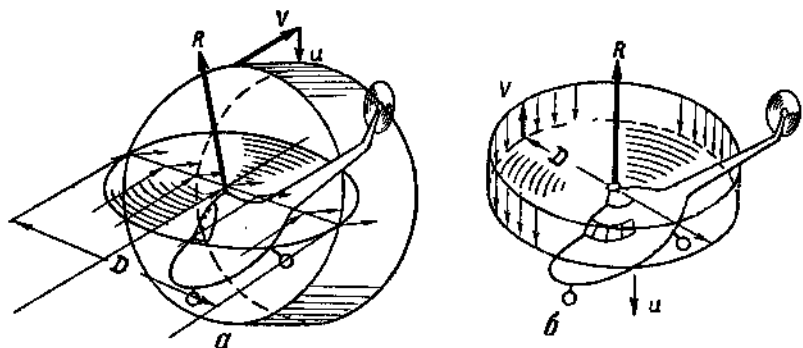


Рис. 8. Объем воздуха, участвующего в создании тяги несущего винта вертолета:

*a* — при косой обдувке; *b* — при „висении“ и вертикальном подъеме

При работе несущего винта на месте или в вертикальном полете (прямая обдувка) направление воздушного потока совпадает с осью несущего винта. В этом случае воздушный цилиндр будет расположен вертикально (рис. 8, *b*). Полная аэродинамическая сила несущего винта выразится как произведение массы воздуха, протекающего через поверхность, ометаемую несущим винтом за одну секунду, на индуктивную скорость уходящей струи:

$$R = \pi \frac{D^2}{4} V \rho u,$$

где  $\frac{\pi D^2}{4}$  — площадь поверхности, ометаемой несущим винтом;

$V$  — скорость полета в  $м/сек$ ;

$\rho$  — плотность воздуха;

$u$  — индуктивная скорость уходящей струи в  $м/сек$ .

Необходимо оговориться, что в рассмотренных случаях как для крыла самолета, так и для несущего винта вертолета за индуктивную скорость  $u$  принимается индуктивная скорость уходящей струи на каком-то удалении от несущей поверхности. Индуктивная ско-

рость струи воздуха, возникающая на самой несущей поверхности, имеет в два раза меньшую величину.

Такое толкование происхождения подъемной силы крыла или полной аэродинамической силы несущего винта не является совершенно точным и справедливо только в идеальном случае. Оно лишь принципиально правильно и наглядно объясняет физический смысл явления. Здесь же уместно отметить одно очень важное обстоятельство, вытекающее из разобранных примера.

Если полная аэродинамическая сила несущего винта выражается как произведение массы воздуха, протекающего через поверхность, ометаемую несущим винтом, на индуктивную скорость, а объем этой массы есть цилиндр, у которого основанием является площадь поверхности, ометаемой несущим винтом, и длиной — скорость полета, то совершенно ясно, что для создания тяги постоянной величины (например, равной весу вертолета) при большей скорости полета, а значит, и при большем объеме отбрасываемого воздуха, требуется меньшая индуктивная скорость и, следовательно, меньшая мощность двигателя.

Наоборот, для поддержания вертолета в воздухе при «висении» на месте требуется больше мощности, чем во время полета с некоторой поступательной скоростью, при которой имеет место встречный поток воздуха за счет движения вертолета.

Иными словами, при затрате одной и той же мощности (например, номинальной мощности двигателя) в случае наклонного полета с достаточно большой скоростью можно достичь большего потолка, чем при вертикальном подъеме, когда общая скорость перемещения вертолета меньше, чем в первом случае. Поэтому у вертолета имеется два потолка: статический, когда высота набирается в вертикальном полете, и динамический, когда высота набирается в наклонном полете, причем динамический потолок всегда выше статического.

В работе несущего винта вертолета и воздушного винта самолета есть много общего, но имеются и принципиальные отличия, о которых будет сказано дальше.

Сравнивая их работу, можно заметить, что полная аэродинамическая сила, а следовательно, и тяга несущего винта вертолета, являющаяся составляющей силы  $R$  в направлении оси втулки, всегда больше (в 5—8 раз) при одинаковой мощности двигателя и одинаковом весе летательных аппаратов за счет того, что диаметр несущего винта вертолета в несколько раз больше диаметра воздушного винта самолета. При этом скорость отбрасывания воздуха у несущего винта меньше, нежели скорость отбрасывания у воздушного винта.

Величина тяги несущего винта в очень большой степени зависит от его диаметра  $D$  и числа оборотов. При увеличении диаметра винта в два раза тяга его увеличится приблизительно в 16 раз, при увеличении числа оборотов вдвое тяга увеличится приблизительно в 4 раза. Кроме того, тяга несущего винта зависит также от плотности воздуха  $\rho$ , угла установки лопастей  $\varphi$  (шага несущего винта),

геометрических и аэродинамических характеристик данного винта, а также от режима полета. Влияние последних четырех факторов выражается обычно в формулах тяги воздушного винта через коэффициент тяги  $a_T$ .

Таким образом, тяга несущего винта вертолета будет пропорциональна:

- диаметру винта в четвертой степени . . . . .  $D^4$
- квадрату секундных оборотов несущего винта . . . . .  $n_s^2$
- плотности воздуха . . . . .  $\rho$
- коэффициенту тяги . . . . .  $a_T$

Само собой разумеется, что увеличение диаметра или скорости вращения винта влечет за собой и увеличение потребной мощности. Следовательно, величина тяги в конечном итоге зависит и от мощности двигателя.

Необходимо отметить, что на величину тяги при полетах у земли оказывает влияние так называемая «воздушная подушка», благодаря чему вертолет может оторваться от земли и подняться на несколько метров при затрате мощности меньшей, чем та, которая необходима для «висения» на высоте 10—15 м. Наличие «воздушной подушки» объясняется тем, что воздух, отбрасываемый винтом, ударяется о землю и несколько поджимается, т. е. увеличивает свою плотность. Влияние «воздушной подушки» особенно сильно сказывается при работе винта у земли. За счет поджатия воздуха тяга несущего винта в этом случае, при одной и той же затрате мощности, увеличивается на 30—40%. Однако с удалением от земли это влияние быстро уменьшается, а при высоте полета, равной половине диаметра винта, «воздушная подушка» увеличивает тягу только на 15—20%. Высота «воздушной подушки» приблизительно равна диаметру несущего винта. Далее прирост тяги исчезает.

Для грубого расчета величины тяги несущего винта на режиме висения пользуются следующей формулой:

$$T = (aND)^{\frac{2}{3}},$$

где  $T$  — тяга несущего винта (для режима висения при безветрии  $T \approx R$ ) в кг;

$N$  — мощность двигателя в л. с.;

$D$  — диаметр несущего винта в м;

$a$  — коэффициент, характеризующий аэродинамическое качество несущего винта и влияние «воздушной подушки».

В зависимости от характеристик несущего винта величина коэффициента  $a$  при висении у земли может иметь значения 15 ÷ 25.

Несущий винт вертолета обладает исключительно важным свойством — способностью создавать подъемную силу на режиме самовращения (авторотации) в случае остановки двигателя, что позволяет вертолету совершать безопасный планирующий или парашютирующий спуск и посадку.

Вращающийся несущий винт сохраняет необходимое число оборотов при планировании или парашютировании, если его лопасти будут переведены на небольшой угол установки ( $1 \div 5^\circ$ )<sup>1</sup>. При этом сохраняется подъемная сила, обеспечивающая спуск с постоянной вертикальной скоростью (6—10 м/сек), с последующим уменьшением ее при выравнивании перед посадкой до  $1 \div 1,5$  м/сек.

В работе несущего винта в случае моторного полета, когда мощность от двигателя передается на винт, и в случае полета на режиме самовращения, когда энергию для вращения винта он получает от встречной струи воздуха, имеется существенное отличие.

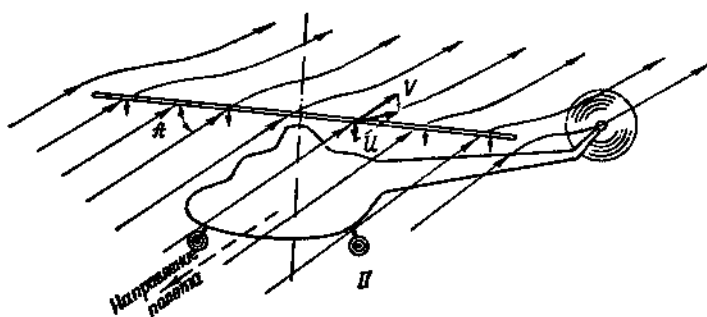
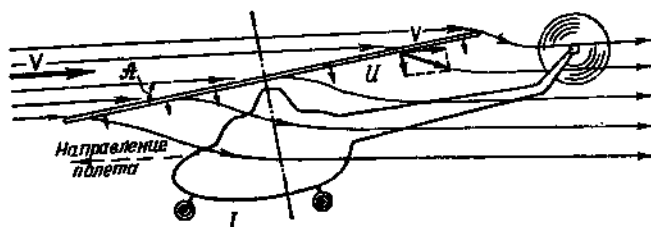


Рис. 9. Взаимодействие воздушного потока с несущим винтом вертолета:

I — снос потока в моторном полете; II — снос потока на режиме самовращения винта

В моторном полете встречный воздух набегаёт на несущий винт сверху или сверху под углом. При работе винта на режиме самовращения воздух набегаёт на плоскость вращения снизу или под углом снизу (рис. 9). Снос потока за несущим винтом в том и другом случае будет направлен вниз, так как индуктивная скорость согласно теореме о количестве движения будет направлена прямо противоположно тяге, т. е. приблизительно вниз по оси несущего винта.

<sup>1</sup> Здесь речь идет об эффективном угле установки в отличие от конструктивного.

## 2. РЕАКТИВНЫЙ МОМЕНТ. СХЕМЫ ВЕРТОЛЕТОВ

Если какое-либо тело находится в покое или в состоянии установившегося равномерного движения, то сумма действующих на него сил и моментов от этих сил должна равняться нулю. Силы и моменты от сил разделяются на активные и реактивные. Каждая активная сила или активный момент от силы уравнивается своей реактивной силой или реактивным моментом (закон равенства действия противодействию). Если равновесия нет, то это тело будет двигаться с ускорением.

Равновесие сил должно соблюдаться по всем трем осям в пространстве, точно так же, как и равновесие моментов должно соблюдаться относительно всех трех осей.

Когда человек поднимает по лестнице какой-либо груз, он совершает какую-то работу. Чтобы совершить эту работу по преодолению внешней силы (силы веса), он должен иметь опору, т. е. опираться на лестницу, реакция которой уравнивает вес.

Подобно этому примеру можно рассмотреть и работу силовой установки вертолета. Рассмотрим моменты от сил, лежащих в горизонтальной плоскости. Для того чтобы вращать несущий винт, двигатель должен затрачивать определенную мощность. При этом он должен иметь опору, реакция которой уравнивала бы момент, действующий в горизонтальной плоскости, от сил сопротивления несущего винта. Если такой опоры нет, то момент от сил сопротивления несущего винта, реактивный момент, будет передаваться корпусу вертолета через редукторы и их опоры в горизонтальной плоскости и заставит его вращаться в сторону, противоположную вращению винта.

Для того чтобы исключить вращение вертолета от реактивного момента, в качестве опоры в полете может быть использован только воздух.

Существуют различные способы уравнивания реактивного момента, по которым обычно классифицируются вертолеты (рис. 10).

У вертолета соосной схемы момент силы сопротивления воздуха верхнего винта уравнивается моментом сопротивления воздуха нижнего винта, так как винты вращаются в разные стороны. У двухвинтового вертолета реактивные моменты взаимно уравниваются благодаря тому, что винты вращаются в разные стороны. У вертолета одновинтовой схемы реактивный момент уравнивается тягой рулевого винта. Воздух, отбрасываемый рулевым винтом, является опорой для силовой установки вертолета, когда она совершает работу, преодолевая силы сопротивления на несущем винте.

Можно было бы привести еще различные примеры схем погашения реактивного момента, которые были предложены в многочисленных проектах вертолетов, но достаточно ограничиться приведенными выше, получившими практическое осуществление. Необходимо отметить, что у вертолетов, имеющих несущий винт с реактивными двигателями, реактивного момента нет, так как силы и моменты от сил в плоскости вращения взаимно уравниваются:

тяга двигателя, полученная на лопасти, уравнивается сопротивлением воздуха, возникающим на лопасти. У обычного вертолета при работе несущего винта на режиме самовращения внешние силы уравниваются, так как необходимым условием установившегося самовращения является равенство нулю суммы моментов от аэродинамических сил, возникающих на всех лопастях. В этих случаях от винта вертолету передается только весьма небольшой момент от сил трения в подшипниках (того же направления, как и вращение винта).

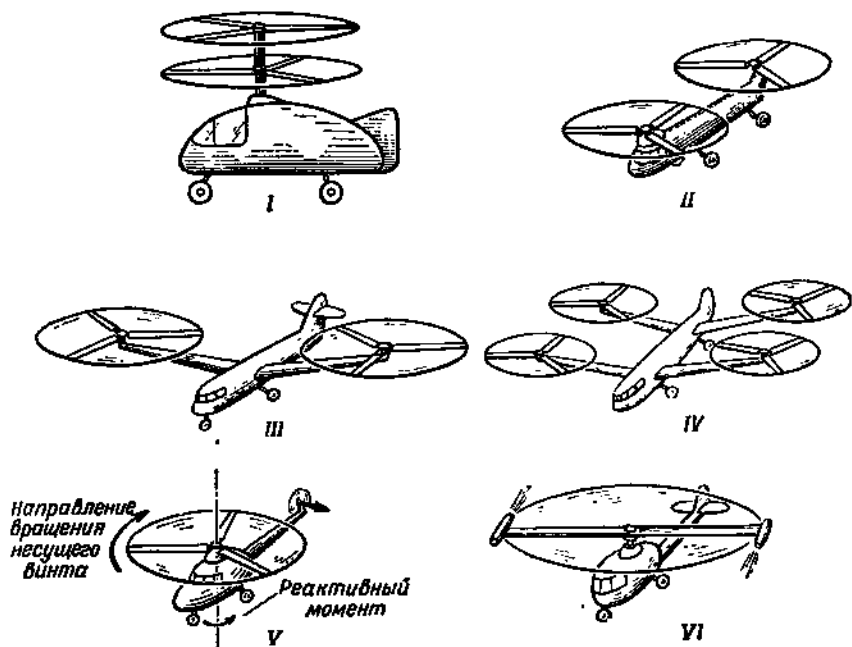


Рис. 10. Основные схемы вертолетов:

I — соосное расположение винтов, вращающихся в разные стороны; II — продольное расположение винтов, вращающихся в разные стороны; III — поперечное расположение винтов, вращающихся в разные стороны; IV — многовинтовая схема; V — одновинтовая схема с рулевым винтом; VI — вертолет с реактивными двигателями на лопастях несущего винта

### 3. СОСТАВЛЯЮЩАЯ ПОЛНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Несущий винт создает подъемную силу, равную весу вертолета, и тягу, сообщающую вертолету движение в необходимом направлении.

При сравнении вертолета с самолетом мы видим, что несущий винт на вертолете как бы является одновременно и крылом, и тянущим винтом. Далее будет показано, что, кроме того, несущий винт выполняет роль основных органов управления самолетом.

За счет чего же вертолет движется вперед?

Необходимая тяга для поступательного горизонтального или наклонного движения вертолета создается наклоном плоскости вращения винта. При этом в соответствующем направлении наклоняется вектор равнодействующей аэродинамических сил  $R$  на винте. В горизонтальном полете вертикальная составляющая силы  $R$  дает подъемную силу  $Y$ , уравновешивающую силу веса  $G$ , горизонтальную составляющую — тягу для движения по горизонту  $P$ , уравновешивающую лобовое сопротивление вертолета  $X_{вр}$ .

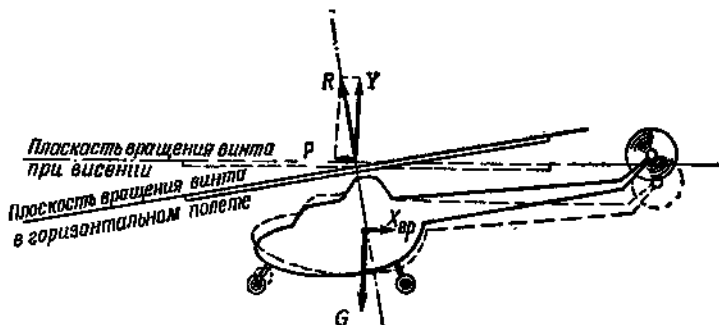


Рис. 11. Схема сил, действующих на вертолет в горизонтальном полете

Как видно из рис. 11, в горизонтальном полете плоскость вращения винта и фюзеляж вертолета наклонены вперед. Чем больше скорость полета, тем больше опущен нос вертолета (рис. 12).

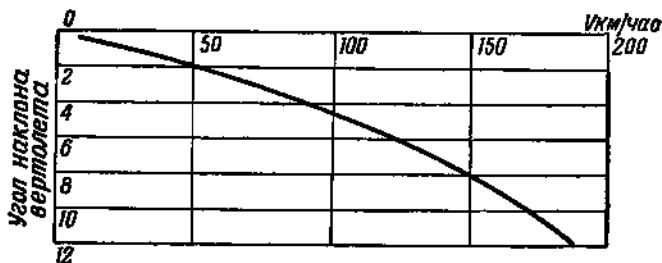


Рис. 12. Изменение угла наклона вертолета с увеличением скорости полета

Известны следующие способы управления вертолетом:

- непосредственное управление путем отклонений оси несущего винта на кардане;
- управление автоматом перекоса за счет циклического изменения угла установки лопастей;
- циклическое изменение угла установки лопастей посредством отклонения особых рулей;
- управление специальными рулевыми винтами;

— управление путем отклонения управляемых поверхностей, расположенных в струе несущего винта (рули и элероны самолетного типа);

— управление посредством реактивных сопел.

Принцип управления в первых трех указанных способах состоит в том, что при отклонении ручки управления наклоняется на небольшой угол относительно фюзеляжа плоскость вращения винта, что влечет за собой изменение наклона фюзеляжа. В последних трех случаях плоскость вращения винта наклоняется одновременно с наклоном фюзеляжа.

В настоящее время у большинства вертолетов разных схем управление несущим винтом осуществляется автоматом перекоса, изобретенным русским ученым, академиком Борисом Николаевичем Юрьевым.

#### 4. ШАРНИРНАЯ ПОДВЕСКА ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Прежде чем рассматривать работу автомата перекоса, остановимся кратко на особенностях крепления лопастей несущего винта.

Лопasti несущих винтов современных вертолетов имеют шарнирную подвеску к втулке винта, которая позволяет им совершать три вида поворотных движений:

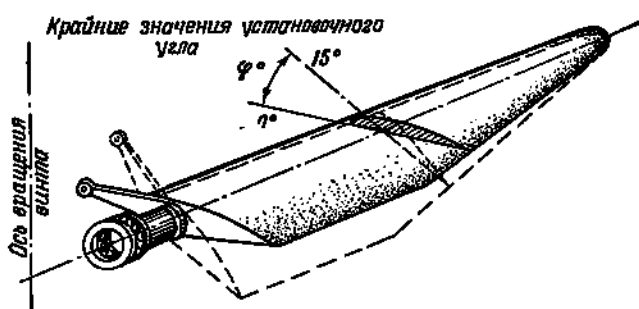


Рис. 13. Поворот лопасти вокруг продольной оси

1. Лопасть может поворачиваться вокруг оси, проходящей вдоль ее размаха (рис. 13), изменяя свой установочный угол, величина которого в формулах обозначается буквой  $\varphi$ . Угол  $\varphi$  называется еще шагом лопасти.

2. Лопасть может поворачиваться около горизонтального шарнира (ГШ), совершая маховые движения (рис. 14). Угол взмаха обозначается буквой  $\beta$ . Взмах вверх и вниз конструктивно ограничен упорами, но так, что при работе лопасть никогда их не касается. Нижний упор является ограничителем свисания лопасти при стоянке вертолета.

3. Лопасть может поворачиваться около вертикального шарнира (ВШ) (рис. 15). Угол поворота лопасти относительно вертикаль-

ного шарнира называется углом отставания или опережения и обозначается буквой  $\zeta$ . Этот угол конструктивно также ограничен упорами.

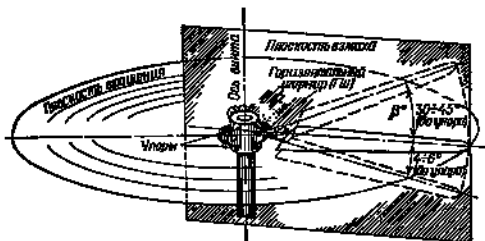


Рис. 14. Поворот лопасти вокруг горизонтального шарнира

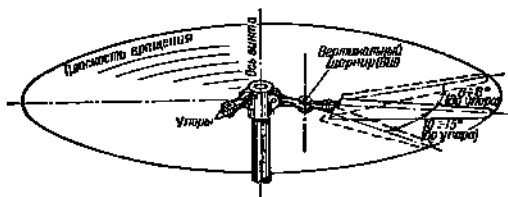


Рис. 15. Поворот лопасти вокруг вертикального шарнира

## 5. АВТОМАТ ПЕРЕКОСА

Схематически устройство автомата перекоса показано на рис. 16. Для простоты изображен автомат перекоса двухлопастного винта, однако автомат перекоса трех- и четырехлопастных винтов принципиально ничем не отличается от изображенного на рисунке, добавляется лишь еще один или два поводка к лопастям соответственно их количеству.

Основными деталями автомата перекоса являются:

- вращающееся кольцо 1, соединенное поводками с лопастями; через шариковый подшипник это кольцо опирается на невращающееся кольцо 2, вставленное в обойму 3;
- обойма 3 с поводком 4 поперечного управления и поводком 5 продольного управления;
- скользящее кольцо 6 управления общим шагом.

Кольца 1 и 2 вместе с обоймой 3 при действии ручки управления вертолетом 7 могут наклоняться вперед, назад и вбок или

одновременно относительно любой оси, лежащей в горизонтальной плоскости.

Так как кольцо 1 вертикальными поводками связано с лопастями, то наклон плоскости вращения этого кольца вызывает циклический (т. е. повторяющийся в каждом обороте винта) поворот лопастей относительно их продольных осей, или, другими словами, каждая лопасть циклически изменяет свой шаг. Чтобы уяснить, что следует за изменением шага лопастей, разберем отдельно два вида полета вертолета — вертикальный и горизонтальный.

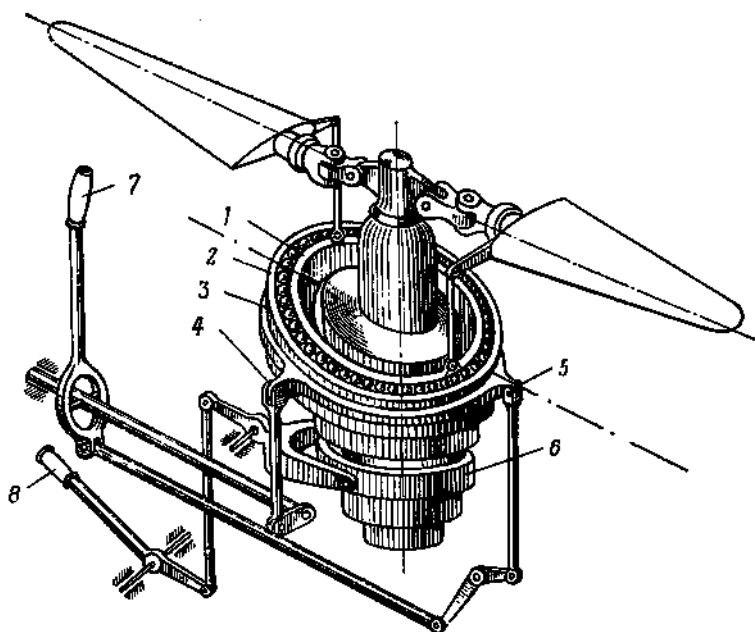


Рис. 16. Схема автомата перекоса:

1 — вращающееся кольцо; 2 — невращающееся кольцо; 3 — обойма; 4 и 5 — поводки; 6 — скользящее кольцо; 7 — ручка управления вертолетом; 8 — рычаг управления шагом с корректором газов

На самом деле эти два вида полета могут совмещаться один с другим в любом сочетании и образовывать наклонный полет по траектории под любым углом к горизонту, но их целесообразно разграничить, так как каждый из них требует раздельного управления и различных действий летчика.

Вертикальный полет достигается изменением общего шага лопастей, или, другими словами, изменением угла атаки всех лопастей одновременно. При этом угол атаки всех лопастей одновременно возрастает или уменьшается на одинаковую величину, что соответствует увеличению или уменьшению подъемной силы, а следовательно, соответствует подъему или снижению вертолета вертикально.

Управление общим шагом сосредоточено в рычаге общего шага  $\delta$ , расположенном в кабине, с левой стороны сиденья летчика.

Из рис. 16 следует, что если рычаг общего шага тянуть вверх, то, поднимая тем самым вверх оба кольца — неврвращающиеся и вращающиеся, мы увеличиваем шаг лопастей, в результате чего вертолет будет подниматься. Если рычаг опускать вниз, то вертолет будет вертикально снижаться.

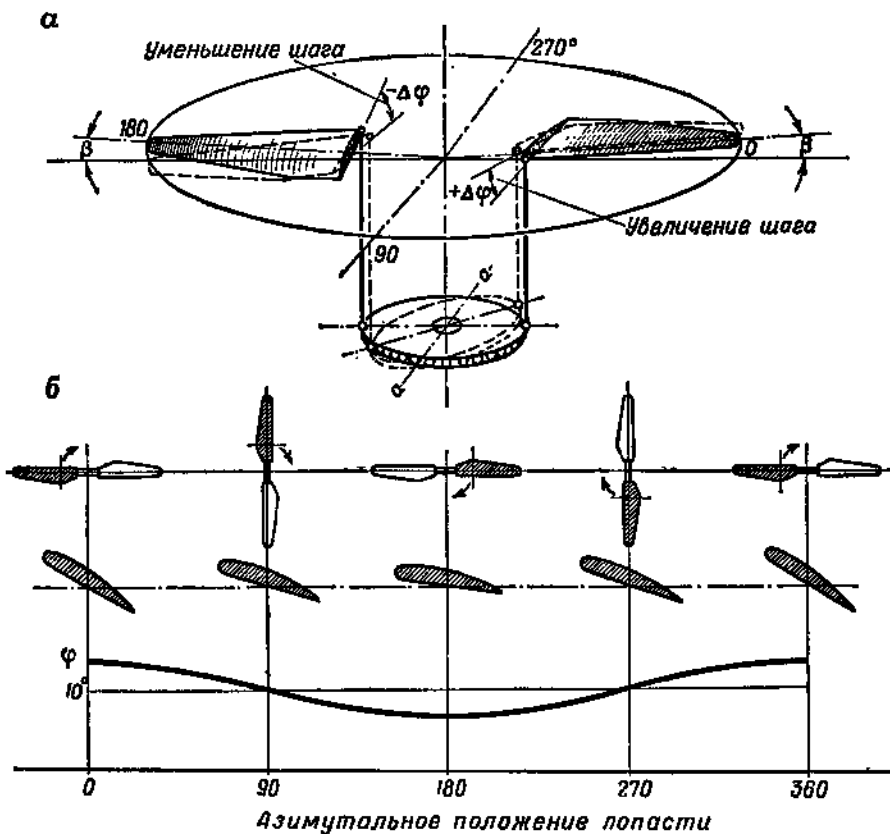


Рис. 17. Циклическое изменение шага лопастей при отклонении автомата перекоса

Горизонтальный полет вертолета достигается, как было уже сказано выше, наклоном плоскости вращения несущего винта, т. е. за счет горизонтальной составляющей вектора полной аэродинамической силы несущего винта. Наклон плоскости вращения достигается циклическим изменением шага лопастей.

Это означает, что шаг каждой лопасти несущего винта в течение цикла (одного оборота) будет сначала возрастать до какой-то величины, а затем убывать до какого-то минимального значения;

в начале следующего оборота — снова возрастать, потом убывать и т. д.

Схема циклического изменения шага лопасти в различных азимутальных положениях<sup>1</sup> показана на рис. 17.

Рассмотрим силы, действующие на лопасть при неотклоненном и отклоненном вперед положениях кольца автомата перекоса.

В плоскости, проходящей через ось лопасти и ось вращения несущего винта, при вращении будут действовать силы, показанные на рис. 18: подъемная сила  $Y_d$ , сила веса  $G_d$ , сила инерции при взмахе  $J$  и центробежная сила  $J_c$ , равная  $m\omega^2 r$ .

По величине эти силы значительно отличаются одна от другой: подъемная сила лопасти приблизительно в 10 раз больше веса лопасти, а центробежная сила лопасти примерно в 100 раз больше ее веса.

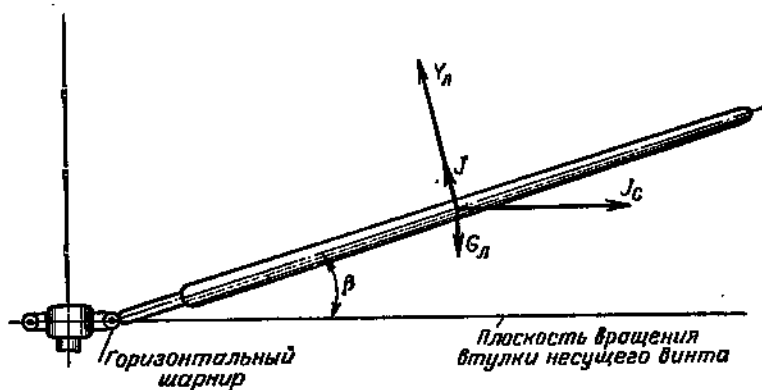


Рис. 18. Силы, действующие на лопасть при вращении несущего винта в полете:

$Y_d$  — подъемная сила;  $G_d$  — сила веса;  $J$  — сила инерции лопасти при взмахе;  $J_c$  — центробежная сила

Рассмотрим моменты сил относительно горизонтального шарнира, считая для упрощения, что все они приложены к центру тяжести лопасти.

Сила веса  $G_d$  стремится повернуть лопасть относительно горизонтального шарнира вниз, подъемная сила лопасти, как видно из схемы сил (рис. 18), стремится повернуть лопасть вверх относительно той же точки. Поскольку величина подъемной силы примерно в 10 раз больше веса лопасти, то эффект от момента подъемной силы будет более значительным, чем эффект от веса лопасти. Однако центробежная сила, которая больше подъемной силы, все

<sup>1</sup> Какое-либо положение лопасти в поверхности, ометаемой несущим винтом при его вращении принято называть азимутальным положением лопасти (от слова азимут). За нулевое азимутальное положение принимают крайнее заднее положение лопасти, что для одновинтового вертолета будет соответствовать положению лопасти над хвостовой балкой. Азимутальный угол обозначается буквой  $\psi$ .

время препятствует отклонению лопасти от плоскости вращения втулки несущего винта, ограничивая подъем лопасти.

Суммарное влияние сил, действующих на лопасти, приводит к тому, что вращение лопастей несущего винта происходит не в плоскости вращения его втулки, а по поверхности конуса; угол конусности этой поверхности определяется условием равновесия моментов от сил, действующих на лопасти относительно горизонтального шарнира.

Сумма моментов от этих сил относительно горизонтального шарнира должна быть равна нулю.

Для уяснения зависимости изменения шага от азимутального положения лопасти, рассмотрим лопасть, изображенную на рис. 17.

В исходном положении, до наклона кольца автомата перекоса шаг был равным  $10^\circ$  и на лопасти в любом азимутальном положении создавалась постоянная подъемная сила  $Y_d$ . При этом моменты всех сил относительно горизонтального шарнира были уравновешены.

Лопасть вращалась по какой-то правильной конической поверхности с углом конусности  $\beta$  (угол конусности в этом случае — поворот лопасти вверх от плоскости вращения втулки несущего винта).

Допустим, что при отклонении ручки управления кольцо автомата перекоса наклонилось, т. е. повернулось вокруг оси  $a-a$  так, что в азимутальном положении  $180^\circ$  шаг лопасти уменьшился на угол  $\Delta\varphi$ , а в положении  $0^\circ$  увеличился на угол  $\Delta\varphi$ . Пусть  $\Delta\varphi = 2^\circ$  (см. рис. 17, а).

Отклоненное положение всей системы на рисунке изображено пунктиром. Если окружность, описываемую сечением лопасти при ее вращении, представить в виде прямой линии и построить график величин шага лопасти при наклоненном кольце автомата перекоса, то он будет выглядеть так, как это показано на рис. 17, б. Как видно из графика, изменение шага будет происходить в следующем порядке:

- в положении  $0^\circ$  азимута шаг будет максимальным;
- от азимута  $0^\circ$  до  $90^\circ$  шаг будет убывать и в азимутальном положении  $90^\circ$  будет равен исходному ( $10^\circ$ );
- от  $90^\circ$  до  $180^\circ$  шаг будет продолжать убывать и в азимутальном положении  $180^\circ$  будет равен минимальному ( $8^\circ$ );
- от  $180^\circ$  до  $270^\circ$  шаг возрастает до исходного значения ( $10^\circ$ );
- от  $270^\circ$  до  $0^\circ$  шаг будет продолжать возрастать до максимального значения ( $12^\circ$ ).

При наклоне кольца автомата перекоса (см. рис. 17, а) в левой половине поверхности, ометаемой несущим винтом при его вращении (от  $90^\circ$  до  $270^\circ$ ) вследствие уменьшения шага уменьшится угол атаки сечений лопасти.

С уменьшением угла атаки начнет уменьшаться и величина подъемной силы лопасти  $Y_d$  (см. рис. 18). Это приведет к нарушению равновесия моментов от сил относительно горизонтального шарнира, и лопасть начнет опускаться.

В правой половине поверхности, ометаемой несущим винтом при его вращении (от  $270^\circ$  до  $90^\circ$ ), где шаг лопасти увеличивается, она будет подниматься.

В результате циклического изменения шага лопасть при вращении начнет совершать маховые движения. При этом след общего движения какого-либо ее сечения (вращательного и махового) будет лежать в новой плоскости, наклоненной относительно прежней плоскости вращения на некоторый угол.

Следует заметить, что наклон плоскости вращения вследствие инерции лопасти при маховых движениях несколько отстает от циклического изменения шага. Там, где шаг минимальный, лопасть опускается с наибольшей скоростью, и, несмотря на то, что далее при вращении шаг увеличивается, она продолжает еще опускаться. Точно так же там, где шаг после наибольшего значения начинает убывать, лопасть еще продолжает подниматься, но уже

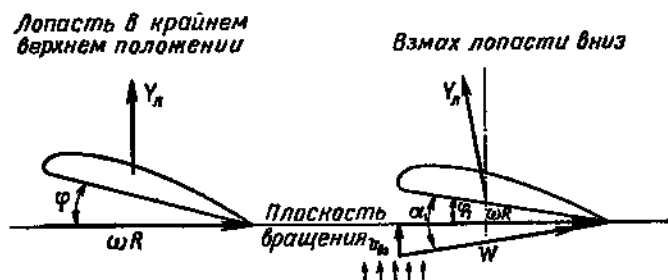


Рис. 19. Угол атаки сечения лопасти при ее опускании;  
 $v_{\text{вс}}$  — скорость опускания лопасти

замедляет подъем. В связи с запаздыванием наклона плоскости вращения циклическое изменение шага требуется производить с некоторым опережением по азимуту. Конструкция автомата перекоса выполнена так, что это запаздывание автоматически учитывается. Автомат перекоса обеспечивает наклон плоскости вращения в том направлении, в котором отклонена ручка управления.

Очень важно отметить, что подъемная сила лопасти при ее движении по поверхности, ометаемой несущим винтом, почти не изменяется. Это объясняется изменением угла атаки сечений лопасти при маховых движениях, компенсирующим изменение угла атаки из-за циклического изменения шага. Действительно, при опускании лопасти изменится величина и направление скорости обтекания в сечениях лопасти (рис. 19). Величина скорости обтекания при этом не будет равна окружной скорости вращения, а выразится как геометрическая сумма скоростей воздушных потоков от вращательного и махового движений.

Произведем построение геометрической суммы этих скоростей для сечения на конце лопасти  $r = R$  согласно правилу сложения векторов,

Начнем с вектора окружной скорости  $\omega R$ . Этот вектор для выбранного сечения лопасти лежит в плоскости его вращения, которую представим проходящей через хвостик хорды. Эта плоскость параллельна плоскости вращения втулки винта. К началу вектора скорости потока от вращения приложим конец вектора скорости



Рис. 20. Угол атаки сечения при взмахе лопасти вверх

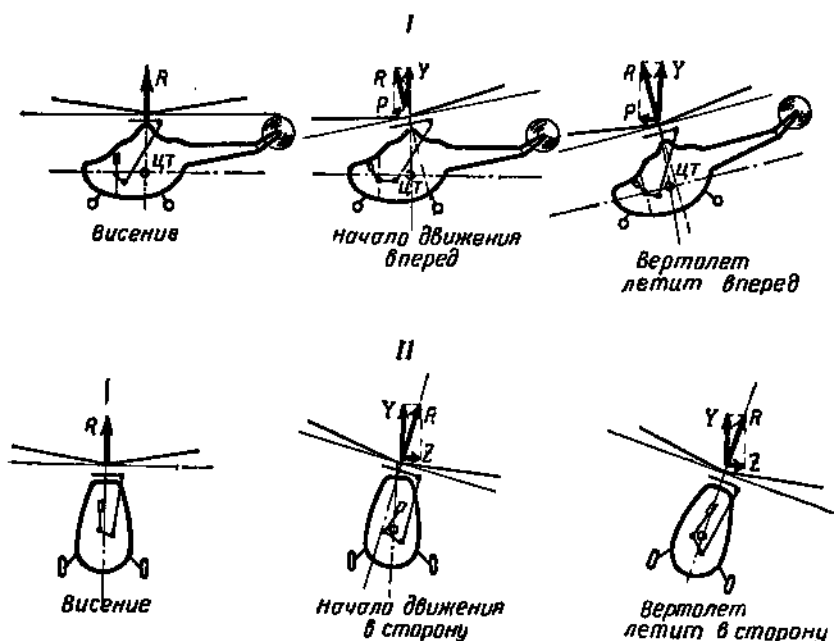


Рис. 21. Схема действия автомата перекоса:

I — направление полета вперед; II — направление полета в сторону

потока от махового движения лопасти вниз  $v_{вс}$ . Отрезок прямой, соединяющей конец первого вектора с началом второго, будет вектором равнодействующей скорости  $W$ .

При маховом движении лопасти вниз результирующий вектор скорости будет составлять с хордой сечения лопасти больший угол  $\alpha_1$ , чем шаг  $\phi_1$  в данном азимутальном положении. Это зна-

чит, что угол атаки сечения лопасти в этом положении будет больше шага при данном азимуте, а величина подъемной силы возрастет почти до своего первоначального значения (см. рис. 19).

При взмахе лопасти вверх она обдувается дополнительным потоком сверху, а вектор результирующей скорости  $W$  составляет меньший угол с хордой. Следовательно, здесь будет меньший угол атаки, в результате чего увеличения подъемной силы в азимутах, где шаг увеличен, почти не будет (рис. 20).

Таким образом, изменение шага лопасти и следующее за ним изменение подъемной силы лопасти, только начавшись сразу с возникновением поворотного движения лопасти относительно горизонтального шарнира, встречает противодействие изменению величины подъемной силы. Незначительное увеличение или уменьшение подъемной силы лопасти относительно ее среднего значения, вызывающее либо взмах вверх, либо опускание лопасти, уравнивается возникновением сил инерции махового движения.

При движении ручки управления плоскость вращения может быть наклонена в любом направлении и соответственно этому будет создаваться горизонтальная составляющая тяги, сообщающая движение вертолету в том же направлении; при этом он наклоняется в ту же сторону (рис. 21). Это происходит за счет появления момента от тяги относительно центра тяжести вертолета.

## 6. УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТОМ

В отличие от самолета вертолет обычно не имеет специальных рулевых подвижных поверхностей для управления в полете. Если бы они и были, то при полете на малых скоростях или на режиме висения их действие было бы малоэффективно, потому что на рулях или элеронах необходимые аэродинамические силы создаются только при наличии значительной скорости обтекающего их воздушного потока.

Управление вертолетом осуществляется при одновинтовой схеме несущим и рулевым винтами, а при двух или многовинтовой схеме — несущими винтами.

Таким образом, несущий винт выполняет работу не только несущей поверхности и тянущего винта, но и работу самолетных рулей и элеронов, т. е. различных органов управления.

Рассмотрим управление вертолетами различных схем расположения несущих винтов.

### Управление вертолетом схемы Б. Н. Юрьева

Неотъемлемой частью конструкции одновинтового вертолета схемы Б. Н. Юрьева является рулевой винт, который служит для уравнивания реактивного момента от несущего винта.

Кроме того, рулевой винт является органом путевого управления вертолетом. Изменяя тягу рулевого винта, можно создать раз-

ворачивающий момент больше реактивного (тогда вертолет будет поворачиваться в том же направлении, в котором вращается несущий винт), или меньше реактивного (тогда вертолет будет поворачиваться в сторону, противоположную вращению несущего винта).

Конструкция рулевого винта сходна с конструкцией несущего винта, но она значительно проще. Каждая лопасть рулевого винта, так же как и несущего, имеет возможность поворачиваться относительно продольной оси.

Подвеска ее осуществляется на шарнире, аналогичном горизонтальному шарниру несущего винта, что позволяет лопасти совершать маховые движения. Шарнира, подобного вертикальному шарниру лопасти несущего винта, лопасть рулевого винта не имеет.

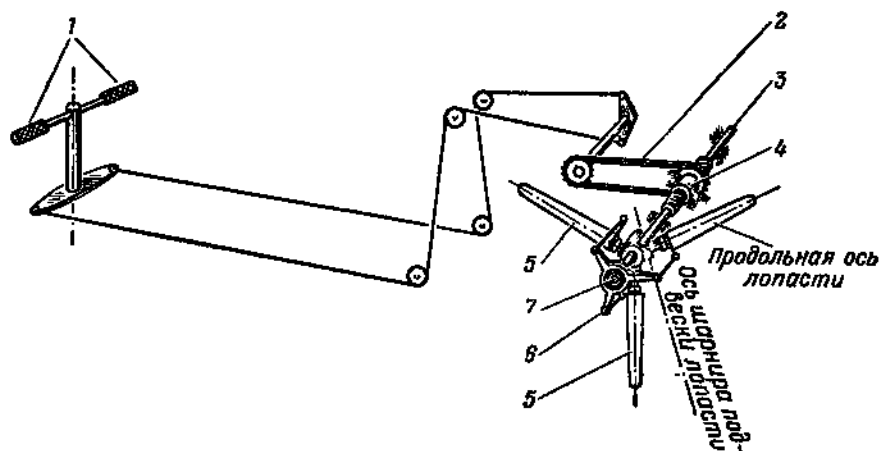


Рис. 22. Управление рулевым винтом:

1 — педали; 2 — цепная передача; 3 — скользящий шток управления; 4 — червячная гайка; 5 — лопасти рулевого винта; 6 — «паук» управления шагом; 7 — подшипник

Рулевой винт вращается с большим числом оборотов, поэтому при его вращении развиваются большие центробежные силы.

Автомата перекоса втулка рулевого винта не имеет. Управление же рулевым винтом осуществляется путем изменения общего шага его лопастей с помощью педалей ножного управления (рис. 22). Воздействуя на педали, летчик приводит во вращение шестерни звездочки, заставляя поворачиваться червячную гайку, которая при этом перемещает вдоль оси шток управления. Один конец штока через подшипник опирается на трехлапый «паук», а другой имеет в опоре шлицу, удерживающую шток от проворота.

Трехлапый «паук», вращаясь вместе с лопастями рулевого винта, может посредством поводков поворачивать одновременно все лопасти вокруг их продольной оси, увеличивая или уменьшая шаг винта, в зависимости от того, в какую сторону и насколько были перемещены педали. Диапазон изменения шага лопастей ру-

левого винта для большинства вертолетов лежит в пределах  $+20^\circ \div -10^\circ$ .

Вертикальный взлет вертолета, построенного по схеме Б. Н. Юрьева, осуществляется увеличением общего шага несущего винта или увеличением числа оборотов двигателя, или одновременным увеличением того и другого.

При взлете, одновременно с увеличением шага несущего винта, необходимо также увеличивать открытие дросселя, иначе число оборотов двигателя будет уменьшаться, что повлечет за собой уменьшение его мощности.

При взлете с постоянным числом оборотов двигателя при увеличении шага несущего винта вертолет будет разворачиваться в сторону действия реактивного момента, так как в данном случае, при увеличении мощности, затрачиваемой на несущий винт, тяга рулевого винта уменьшается или сохраняется постоянной.

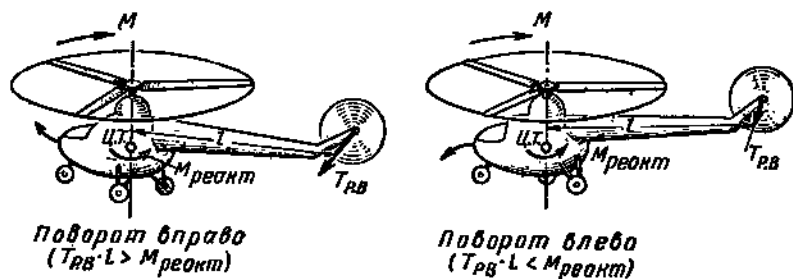


Рис. 23. Работа рулевого винта при поворотах вертолета

Для того чтобы совершить взлет без разворота, необходимо педалями увеличить шаг рулевого винта (рис. 23). При взлете, когда увеличиваются только обороты двигателя, без изменения шага несущего винта, разворачивания вертолета не будет.

Переход с вертикального взлета на горизонтальный полет осуществляется отдачей ручки управления от себя и некоторым увеличением открытия дросселя двигателя для того, чтобы избежать «просадки» вертолета в первый момент перехода. Далее необходимо несколько сбавить газ, так как с увеличением скорости уменьшается потребная мощность; если газ не сбавить, то вертолет начнет набирать высоту. Чем больше скорость горизонтального полета, тем больше отдается ручка управления от себя и тем больше вертолет наклоняется на нос.

С изменением скорости горизонтального полета для парирования разворота необходимо отклонять педали. При дальнейшем увеличении скорости, выше так называемой экономической  $V_{эконом}$ , необходимо увеличивать общий шаг и открытие дросселя, так как на больших скоростях полета растет сопротивление фюзеляжа и, следовательно, потребная мощность.

Переход с горизонтального полета на режим висения или вертикального спуска осуществляется взятием ручки управления на

себя и некоторым уменьшением общего шага; однако для окончательного прекращения горизонтального движения вертолета необходимо несколько увеличить общий шаг. Вертикальный спуск осуществляется постепенным уменьшением общего шага винта.

Техника пилотирования различных вертолетов имеет свои особенности и подробно излагается в инструкциях по технике пилотирования каждого данного типа вертолета.

Особый интерес представляют развороты на режиме висения вертолета, которые осуществляются увеличением или уменьшением шага рулевого винта. При этом число оборотов рулевого винта строго соответствует числу оборотов несущего винта, так как несущий винт через трансмиссию синхронно связан с рулевым винтом. Изменяя шаг лопастей рулевого винта, мы соответственно увеличиваем или уменьшаем мощность, затрачиваемую на его вращение (за счет изменения момента), т. е. мы как-то перераспределяем мощность, которую отдает двигатель.

Уменьшая мощность, затрачиваемую на вращение рулевого винта, мы увеличиваем часть мощности, которая затрачивается на несущий винт, и тем самым увеличиваем скорость его вращения. Это вызывает некоторое увеличение тяги несущего винта, а затем и подъем вертолета. При увеличении мощности, затрачиваемой на вращение рулевого винта (разворот в сторону вращения несущего винта), происходит некоторое уменьшение тяги несущего винта и «просадка» вертолета. Таким образом, для сохранения постоянной высоты полета при разворотах (что важно при висении у земли), необходимо корректировать газ двигателя для поддержания постоянной величины тяги несущего винта.

### **Особенности управления двухвинтовыми вертолетами с поперечным и продольным расположением винтов**

Принцип управления в горизонтальном или вертикальном полете для вертолетов с поперечным или продольным расположением винтов остается таким же, как и при управлении одновинтовым вертолетом. На каждом винте будут иметь место примерно одинаковые явления и их эффект будет просто суммироваться. Лишь некоторое отличие имеется в продольном управлении вертолетом продольной схемы. У этого вертолета для большей эффективности наклон автомата перекоса вперед — назад для переднего и заднего винтов иногда сопровождается дифференциальным изменением их общего шага, когда с наклоном автомата перекоса уменьшается шаг того винта, в сторону которого наклоняется автомат перекоса. Общий шаг другого винта в это время увеличивается.

Управление полетом в сторону (для вертолета с поперечным расположением винтов) осуществляется за счет дифференциального управления общим шагом. При движении ручки управления (влево или вправо) уменьшается общий шаг и, следовательно, полная аэродинамическая сила одного винта и увеличивается общий шаг и полная аэродинамическая сила другого винта. Это вызывает

крен вертолета и наклон векторов полных аэродинамических сил, причем появляются их боковые составляющие, и вертолет начинает движение вбок (рис. 24).

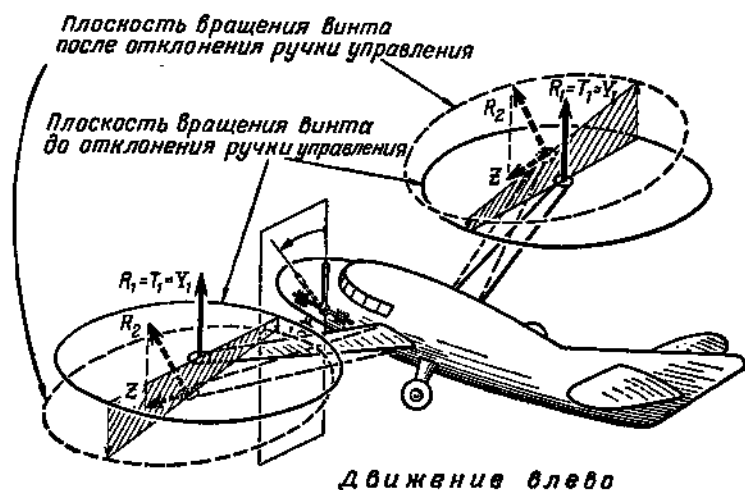


Рис. 24. Поперечное управление двухвинтовым вертолетом с поперечным расположением винтов

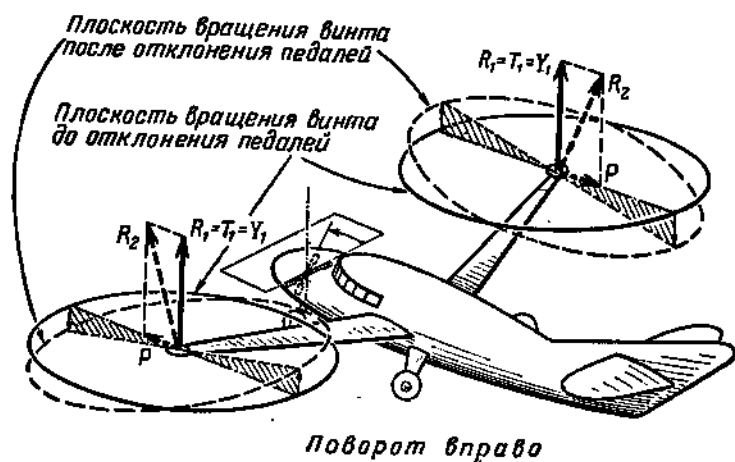


Рис. 25. Путевое управление двухвинтовым вертолетом с поперечным расположением несущих винтов

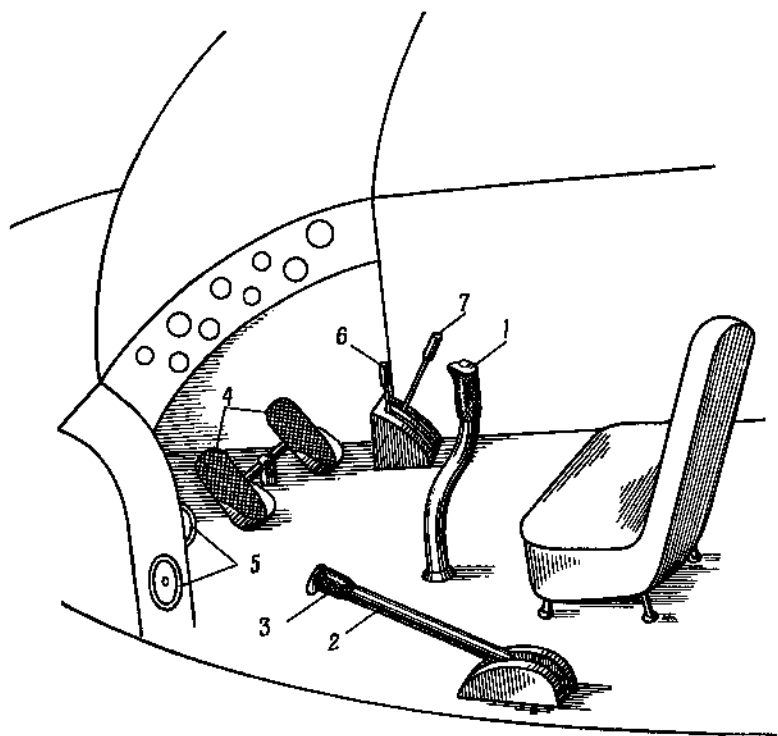
Путевое управление вертолетов с поперечным или продольным расположением несущих винтов достигается дифференциальным управлением автоматами перекаса винтов.

Если наклонить плоскость вращения левого винта вперед (рис. 25), а правого назад, то соответственно на левом винте по-

лучим горизонтальную составляющую полной аэродинамической силы, направленную вперед, а на правом винте направленную назад. Появляется пара сил, действующая вокруг центра тяжести, и вертолет разворачивается вправо.

### Органы управления вертолетом в кабине летчика

Основными органами управления вертолетом в кабине летчика являются: ручка управления, педали ножного управления, рычаг управления общим шагом и корректор газа, штурвалы триммеров управления вертолетом (рис. 26).



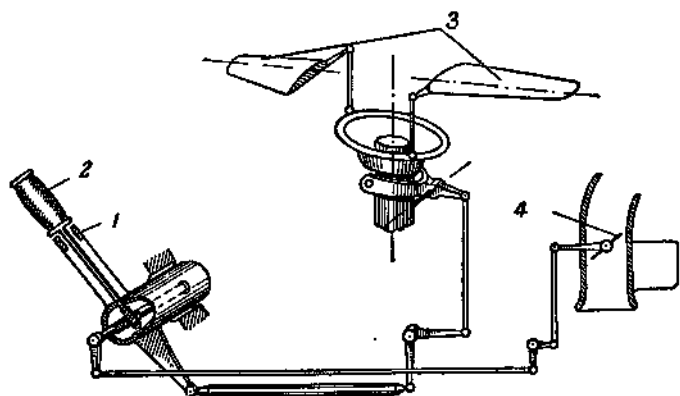
**Рис. 26.** Размещение органов управления в кабине вертолета:  
1 — ручка управления; 2 — рычаг общего шага „шаг-газ“; 3 — рукоятка корректора газа; 4 — педали ножного управления; 5 — штурвалы триммеров управления вертолетом; 6 — рычаг муфты включения; 7 — рычаг тормоза несущего винта

Ручка управления расположена перед сиденьем летчика и связана с автоматом перекаса. Отклонения ручки от нейтрального положения будут означать: вперед — наклон вертолета на нос и движение его вперед, назад — наклон вертолета на хвост и движение его назад, влево — наклон вертолета влево и движение его влево, вправо — наклон вертолета вправо и движение его вправо.

**Педали ножного управления** расположены так же, как и на самолете, т. е. впереди сиденья. Воздействуя на педали, летчик управляет шагом рулевого винта, осуществляя тем самым путевое управление вертолетом.

**Рычаг управления общим шагом** расположен обычно влево от сиденья летчика. С помощью его летчик одновременно управляет изменением шага (установочного угла) всех лопастей несущего винта.

Движение рычага вверх соответствует увеличению шага — подъему вертолета. Движение рычага вниз соответствует уменьшению шага — снижению вертолета. Изменение положения рычага общего шага немедленно вызывает изменение числа оборотов двигателя, так как при этом происходит изменение потребной мощности.



**Рис. 27.** Объединенное управление общим шагом несущего винта и дросселем двигателя:

1 — рычаг «шаг-газ»; 2 — рукоятка корректора газа; 3 — несущий винт; 4 — дроссель двигателя

На большинстве современных вертолетов устанавливается объединенное управление общим шагом несущего винта и дросселем двигателя (система «шаг-газ»), которая значительно облегчает управление вертолетом.

Сущность объединенного управления заключается в том, что с изменением общего шага одновременно (автоматически) изменяется открытие дросселя двигателя. Иными словами, соответственно с изменением мощности, потребляемой винтом, изменяется и мощность двигателя (рис. 27).

Для более тонкой регулировки мощности двигателя объединенная система «шаг-газ» имеет управление пазом в небольшом диапазоне оборотов при неизменном значении общего шага (корректор газа).

**Управление триммерами.** Нагрузки на ручку управления вертолетом в полете отличаются от нагрузок от рулей на самолете. Не-

сущий винт вертолета передает на ручку управления периодически изменяющуюся нагрузку небольшой величины, которая несколько изменяется с изменением режима полета.

Для того чтобы создать закономерность изменений усилий на ручке при изменении режима полета, в систему управления автоматом перекося введены продольные и поперечные пружины. С изменением режима полета изменяется положение ручки управления, так как изменяется балансировка вертолета (изменяются силы сопротивления и моменты от этих сил). Пружины, соединенные с ручкой управления, при изменении положения ручки изменяют и усилия на ручке, создавая закономерность изменения их по скорости полета, что весьма важно для летчика.

Для снятия нагрузки с ручки управления от пружин при изменении режима полета, предусмотрена регулировка их натяжения. Эта регулировка играет роль триммеров на самолете, в силу чего механизм ее принято на вертолете называть «триммерами». Управление натяжением пружин производится штурвалами триммеров или кнопками — при электрическом управлении.

## 7. МАХОВЫЕ ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТИ ПРИ ПОСТУПАТЕЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

В горизонтальном или наклонном полете встречный поток воздуха подходит к поверхности, ометаемой несущим винтом при его вращении, не по оси его, а под некоторым углом, величина которого зависит от характера и скорости полета.

Рассмотрим распределение скоростей обтекания различных сечений лопасти несущего винта по этой поверхности, когда вертолет совершает горизонтальный полет, и сравним его со скоростями обтекания сечений лопасти на режиме висения.

На рис. 28 изображено поле скоростей обтекания лопастей несущего винта для двух азимутальных положений: на режиме висения и в горизонтальном полете.

Для упрощения взят двухлопастный винт, имея в виду, что поле скоростей каждой лопасти винта с большим числом лопастей для соответственных азимутальных положений ее остается таким же.

Несущий винт вращается с угловой скоростью  $\omega = \frac{\pi l}{30}$ . Окружная скорость вращения конца лопасти равна  $\omega R$ , где  $R$  — радиус несущего винта. Окружная же скорость каждого промежуточного сечения лопасти равна угловой скорости, умноженной на соответствующий радиус окружности, по которой вращается рассматриваемое промежуточное сечение, т. е.  $\omega r$ .

На режиме висения обтекание лопасти происходит только за счет вращательного движения, поэтому величины скорости обтекания различных сечений лопасти распределены вдоль нее по треугольнику и одинаковы во всех азимутальных положениях для какого-либо определенного сечения.

Как видно из рис. 28, поле скоростей на режиме висения для любого положения лопасти симметрично.

При горизонтальном полете поле скоростей лопасти, идущей вперед (по направлению полета), и лопасти, идущей назад (против полета), не симметрично. Это происходит потому, что в левой части диаграммы ( $\psi = 90^\circ$ ) окружная скорость вращения сечения лопасти складывается со скоростью полета вертолета ( $\omega r + V$ ); в правой же части диаграммы ( $\psi = 270^\circ$ ) скорость полета вычитается из окружной скорости ( $\omega r - V$ ). В любом другом (промежуточном) азимутальном положении окружная скорость будет алгебраически (т. е. с учетом знака) складываться не с полной величиной скорости полета, а с ее проекцией на направление окружной скорости.

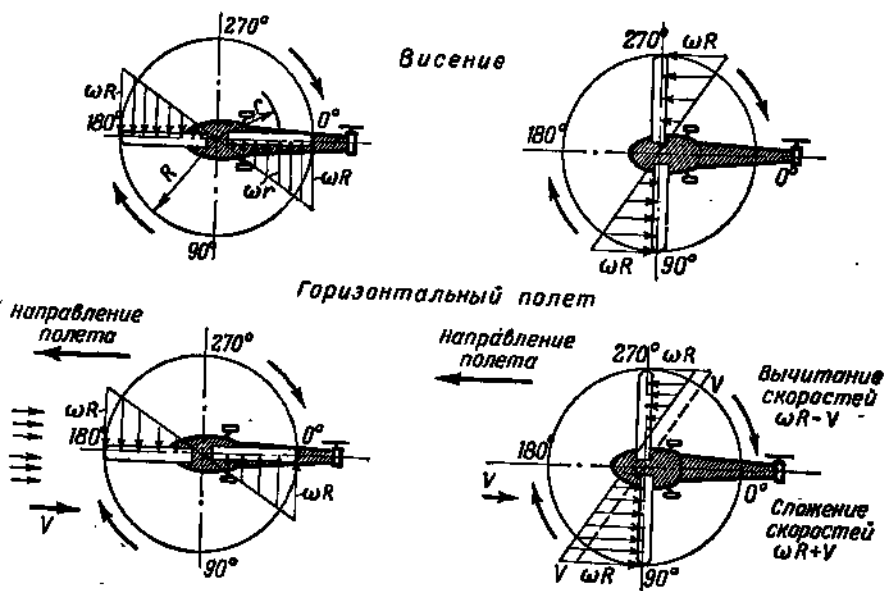


Рис. 28. Скорости воздушного потока, обтекающего лопасть в различных ее сечениях

В азимутах  $\psi = 0^\circ$  и  $\psi = 180^\circ$  обтекание сечений лопасти будет происходить только за счет окружной скорости  $\omega r$ . Поле скоростей для этих азимутальных положений симметрично, и встречный поток воздуха за счет движения всего вертолета будет направлен вдоль лопасти и рассмотрение его влияния с точки зрения ее аэродинамики интереса не представляет.

Если в левой половине (рис. 29, внизу) и в правой половине поверхности, ометаемой несущим винтом при вращении (рис. 29, вверху), скорости обтекания в равноудаленных от центра вращения сечениях неодинаковы, то и подъемные силы, создаваемые в этих сечениях, тоже должны быть неодинаковы. В соответствии с этим

в азимутах от  $0^\circ$  до  $180^\circ$  подъемная сила должна быть больше, чем в азимутах от  $180^\circ$  до  $360^\circ$ . Следовательно, при жестком креплении лопасти к втулке несущего винта вертолет должен был бы опрокинуться направо, но наличие горизонтальных шарниров в подвеске лопастей обеспечивает ему равновесие в поступательном полете.

За счет маховых движений лопасти вокруг горизонтального шарнира происходит перераспределение величин подъемных сил

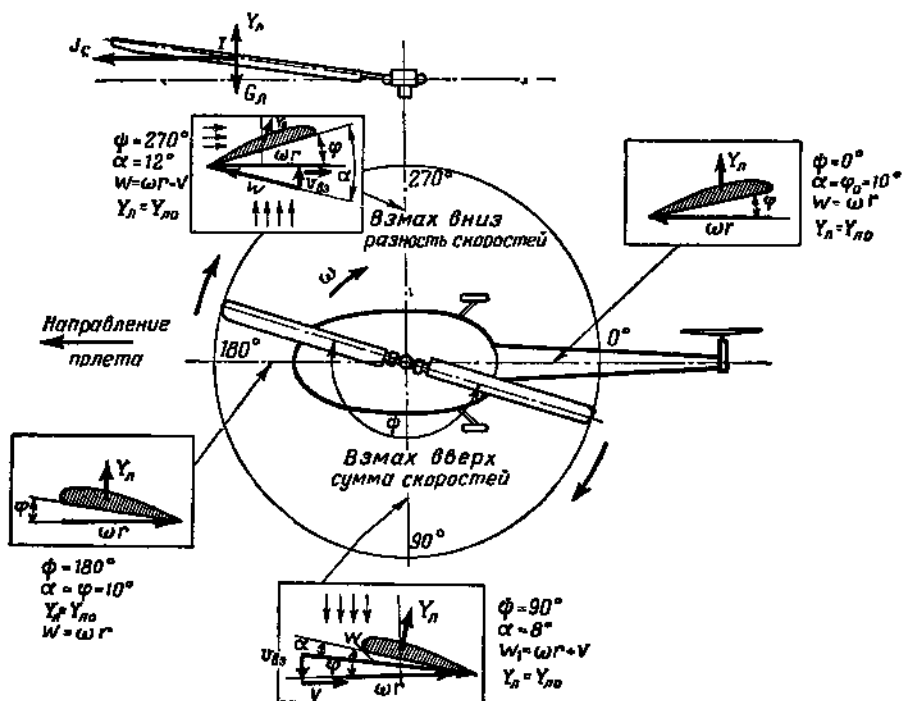


Рис. 29. Изменения углов атаки сечения лопасти при маховых движениях

каждой лопасти, в результате чего суммарный опрокидывающий момент относительно центра тяжести равен нулю.

Рассмотрим на примере, как возникают и поддерживаются маховые движения лопасти и как они обеспечивают равновесие вертолета в горизонтальном или наклонном полете (см. рис. 28).

В нашем примере  $\phi = 10^\circ$  и подъемная сила лопасти в исходном режиме  $Y_L = 1000$  кг.

Лопасть движется от  $\phi = 0^\circ$  к  $\phi = 90^\circ \rightarrow 180^\circ \rightarrow 270^\circ \rightarrow 0^\circ$ .

За один оборот суммарная скорость обтекания концевое сечения лопасти соответственно будет изменяться:

$$\omega R \rightarrow (\omega R + V) \rightarrow \omega R \rightarrow (\omega R - V) \rightarrow \omega R.$$

Будем следить за движением лопасти из положения  $\psi = 0^\circ$ . Суммарная скорость  $W$  будет увеличиваться за счет суммирования  $\omega R + V \cdot \sin \psi$ . С увеличением скорости обтекания подъемная сила лопасти  $Y_x$  будет также стремиться возрасти ( $Y_x$  пропорциональна  $W^2$ ).

Следовательно, будет стремиться возрасти и момент от силы  $Y_x$  относительно горизонтального шарнира, поднимая лопасть вверх с некоторой угловой скоростью взмаха  $\omega_{вз}$ . Этот поворот лопасти уменьшит угол атаки сечения лопасти за счет дополнительной обдувки ее сверху потоком от махового движения. Это приведет к уменьшению  $Y_x$  до ее исходного значения. В азимуте  $\psi = 90^\circ$  скорость обтекания лопасти будет максимальной ( $\omega R + V$ ), следовательно, и скорость взмаха будет здесь максимальной, а угол атаки в сечении лопасти будет минимальным, благодаря чему подъемная сила лопасти будет опять уменьшать свою величину до исходного значения.

При дальнейшем движении лопасти от  $\psi = 90^\circ$  до  $\psi = 180^\circ$  скорость обтекания сечения будет уменьшаться, но вследствие инерции при маховом движении вверх лопасть будет продолжать подниматься.

Достигнув в каком-то азимутальном положении (между  $180^\circ$  и  $220^\circ$ ) максимального угла взмаха  $\beta_{\max}$ , при движении от  $\psi_{\max}$  до  $\psi = 270^\circ$ , лопасть в силу уменьшения скорости обтекания будет опускаться. Это опускание будет увеличивать углы атаки ее сечений, увеличивая ее подъемную силу до исходного значения.

В азимутальном положении  $\psi = 270^\circ$  скорость обтекания сечений лопасти будет минимальной, а скорость опускания здесь будет максимальной. В этом положении угол атаки в сечениях лопасти будет наибольшим. Несмотря на то, что далее скорость обтекания увеличивается, лопасть еще будет продолжать опускаться. Таким образом, за один оборот она поднимется и опустится, т. е. взмахнет.

Угол атаки в сечениях лопасти за один оборот будет менять свою величину, как показано на рис. 30, достигая максимального значения в азимуте  $\psi = 270^\circ$  и минимального значения в азимуте  $\psi = 90^\circ$ .

Изменение угла атаки для сечений, по разному удаленных от оси вращения, будет неодинаковым. Сечения, ближе расположенные к оси, имеют меньшие углы атаки, чем сечения, расположенные у конца лопасти. На рис. 30 показано изменение угла атаки концевого сечения и сечения, удаленного на половину радиуса от оси вращения.

В установившемся полете вертолета маховые движения лопастей носят также установившийся характер. Для каждого режима полета можно заранее рассчитать углы взмаха лопасти в каждом азимутальном положении. В случае режима висения либо вертикального подъема или спуска все лопасти в любом азимуте откло-

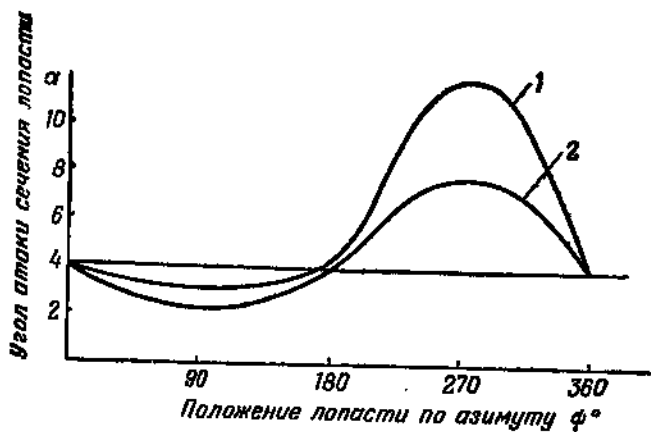


Рис. 30. График изменения углов атаки сечений лопасти в зависимости от ее азимутальных положений:  
 1 — сечения, расположенные на конце лопасти; 2 — сечения, удаленные на половину радиуса от оси вращения

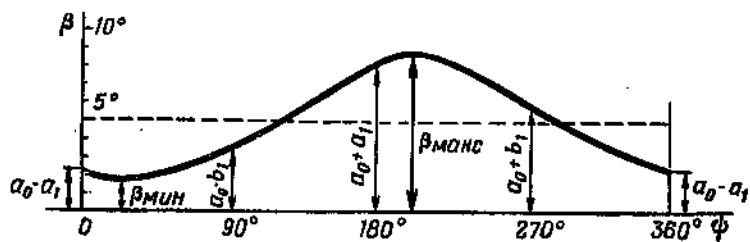
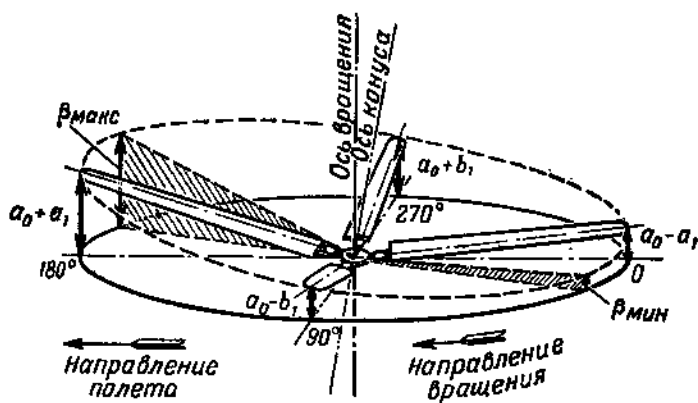


Рис. 31. Изменение угла взмаха лопасти по азимуту

нены вверх относительно горизонтального шарнира на одинаковый угол  $\beta = \alpha_0$  (угол конусности).

Как только вертолет переходит в поступательный полет, лопасти начинают совершать маховые движения: спереди увеличивая угол отклонения относительно горизонтального шарнира вверх на величину  $\alpha_1$ , сзади уменьшая поворот относительно горизонтального шарнира на тот же угол  $\alpha_1$  (рис. 31)<sup>1</sup>.

В поперечной плоскости, так же как и в продольной, лопасть отклонена относительно первоначального поворота: в азимуте  $\psi = 90^\circ$  на уменьшение угла  $\alpha_0$  на угол  $b_1$ , в азимуте  $\psi = 270^\circ$  на увеличение на тот же угол  $b_1$ .

В зависимости от характеристик лопасти, в основном весовых и геометрических, а также от режима работы несущего винта величины составляющих углов взмаха в горизонтальном полете практически могут быть:  $\alpha_0 = 3 \div 8^\circ$ ,  $\alpha_1 = 1 \div 4^\circ$ ,  $b_1 = 0,5 \div 2^\circ$ , причем  $\alpha_0$  с увеличением скорости изменяется мало, а  $\alpha_1$  и  $b_1$  — значительно.

Если провести плоскость через окружность, которая получается как след движения концов лопастей (см. рис. 31), то можно увидеть, что эта плоскость наклонена относительно плоскости вращения втулки винта.

Таким образом, можно заметить, что маховое движение лопастей равноценно наклону плоскости вращения несущего винта назад — на угол  $\alpha_1$ , вбок — на угол  $b_1$ .

Иными словами, лопасть за счет маховых движений описывает коническую поверхность вокруг некоторой оси, отклоненной от действительной назад и вбок. Угол взмаха лопасти является непрерывной и периодической функцией  $\psi$  и может быть выражен в общем случае тригонометрическим рядом с любой степенью точности:

$$\beta = \alpha_0 - \alpha_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - \alpha_2 \cos 2\psi \dots - \alpha_n \cos n\psi - b_n \sin n\psi.$$

Но достаточно хорошее приближение можно получить, если ограничиться первыми гармониками ряда:

$$\beta = \alpha_0 - \alpha_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi.$$

При вычислении следующих гармоник анализ маховых движений делается очень сложным. Все вышесказанное о маховых движениях относится к лопасти несущего винта вертолета, который совершает поступательный полет со скоростью  $V$ , и справедливо как для моторного полета, так и для планирования на режиме самовращения. Но необходимо иметь в виду, что в случае моторного полета (горизонтального или с набором высоты) встречный поток набегаёт на несущий винт со стороны основания конуса вращения (сверху), в случае полета на режиме самовращения встречный поток притекает к конусу вращения со стороны его вер-

<sup>1</sup> В связи с тем, что дуги, описываемые концами лопастей при маховых движениях, сравнительно не велики, они на рис. 31 условно показаны прямыми линиями.

шины (рис. 32), т. е. снизу. Это вносит некоторые отличительные особенности в характер маховых движений для каждого из указанных случаев.

Ранее было показано, что для движения вертолета при горизонтальном полете необходимо наклонить плоскость вращения несущего винта в направлении желаемого движения. Этот наклон

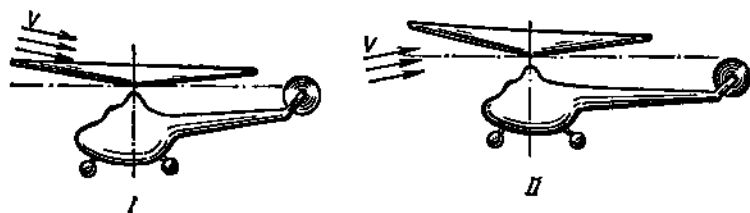


Рис. 32. Притекание воздушного потока к плоскости вращения несущего винта в моторном полете и в безмоторном планировании:  
I — моторный полет; II — самовращение

осуществляется действием автомата перекоса и сопровождается маховыми движениями лопасти относительно горизонтального шарнира. Вслед за наклоном плоскости вращения наклоняется и фюзеляж в том же направлении. При этом появляются силы лобового

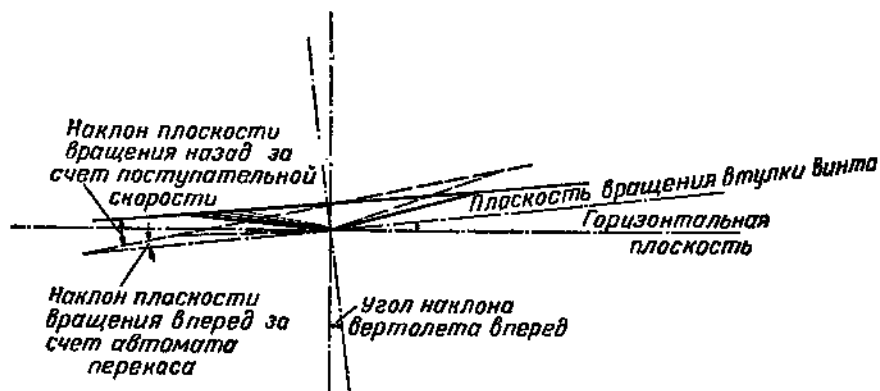


Рис. 33. Наклон поверхности вращения несущего винта за счет автомата перекоса и за счет маховых движений при поступательном движении вертолета

сопротивления фюзеляжа и момент от этих сил относительно центра тяжести. Для того чтобы уравновесить этот момент, плоскость вращения несущего винта должна быть в течение всего полета несколько отклонена относительно плоскости вращения втулки винта за счет отклонения автомата перекоса. Это значит, что в поступательном полете (а часто и при вертикальном полете, например на висении, когда центр тяжести вертолета не лежит на оси несущего винта) лопасти совершают маховые движения за счет наклона

автомата перекоса в дополнение к маховым движениям из-за поступательной скорости. Следовательно, лопасти несущего винта совершают маховые движения за счет отклонения автомата перекоса от своего нейтрального положения и за счет несимметричного поля скоростей в горизонтальном и наклонном полете.

Рассмотренные нами отдельно маховые движения лопасти накладываются одно на другое, в результате чего характер их усложняется (рис. 33).

Маховые движения лопасти являются основой всех особенностей аэродинамики и устойчивости несущего винта вертолета, поэтому изучение их является задачей первостепенной важности.

## 8. РЕГУЛЯТОР ВЗМАХА

В предыдущем разделе было установлено, что лопасть при вращении несущего винта совершает периодические маховые движения. При этом считалось, что установочный угол лопасти (шаг лопасти) при изменении угла взмаха сохранялся все время постоянным.

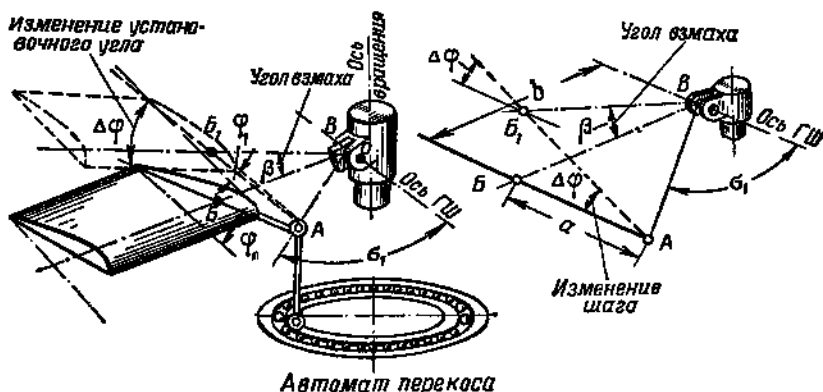


Рис. 34. Влияние регулятора взмаха на установочный угол лопасти

На самом же деле втулки несущего винта многих современных вертолетов устроены так, что при взмахе лопасти вверх происходит уменьшение установочного угла лопасти (рис. 34), а при взмахе вниз — увеличение его. Это ограничивает взмах лопасти, так как способствует установлению равновесия моментов сил относительно горизонтального шарнира при меньших углах взмаха за счет более эффективного изменения истинных углов атаки в нужном направлении.

Установочным углом принято считать обычно угол лопасти при нулевом положении кольца автомата перекоса и нулевом взмахе лопасти (т. е. при горизонтальном положении ее). Визуальный указатель общего шага несущего винта имеет шкалу, тарировка которой производится обычно именно при таких условиях. Для про-

верки установочного угла обычно между ограничителями свеса лопастей на втулке винта и упорами на самих лопастях устанавливаются точно изготовленные вкладыши, а положение лопасти проверяется уровнем.

В некоторых случаях за установочный угол (шаг) принимают угол лопасти при угле конусности от 3 до 6°, соответствующем углу конусности несущего винта при висении вертолета у земли.

Работа регулятора взмаха легко может быть уяснена из рис. 38.

За счет того, что шарнир крепления вертикального поводка, управляющего поворотом лопасти относительно ее продольной оси, не лежит на оси горизонтального шарнира, а смещен от нее на угол  $\alpha$ , при повороте лопасти относительно горизонтального шарнира шаг ее будет изменяться. Пусть в исходном положении (на рис. 38 обозначено жирной линией) шаг был равен  $10^\circ$ . Лопасть «взмахнула» на угол  $\beta = 6^\circ$ . Точка  $B$  заняла положение  $B_1$ , точка же  $A$  осталась неподвижной, так как автомат перекоса не мог наклониться, ибо летчик держал ручку управления неподвижной. При этом лопасть повернулась вокруг своей продольной оси на угол  $\Delta\varphi$ .

На рис. 34 видно, что с подъемом лопасти шаг уменьшается, с опусканием ее увеличивается.

Отношение  $\frac{b}{a} = \operatorname{tg} \alpha$  называют характеристикой регулятора взмаха. С увеличением выноса крепления поводка поворота лопасти от оси горизонтального шарнира  $b$  характеристика регулятора взмаха увеличивается (см. рис. 34).

Величина характеристик регулятора взмаха для современных вертолетов лежит в довольно широком диапазоне: от 0 до 1.

Изменение угла общего шага при взмахе лопасти  $\Delta\varphi = \beta \frac{b}{a}$ .

Возьмем для примера  $\frac{b}{a} = 0,5$ , тогда при взмахе  $\beta = 6^\circ$  угол уменьшит свое значение на  $\Delta\varphi = 6 \cdot 0,5 = 3^\circ$ , и если  $\varphi_{\text{исх}} = 10^\circ$ , то истинный угол будет равен  $7^\circ$ .

## 9. РАЗНОС ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ ШАРНИРОВ

Подъемная сила каждой лопасти передается фюзеляжу вертолета через горизонтальные шарниры втулки несущего винта. В различных конструкциях втулок винтов горизонтальный шарнир бывает по-разному удален от оси вращения несущего винта.

Если горизонтальный шарнир установлен прямо по оси вращения винта, то подъемная сила каждой лопасти непосредственно будет передаваться фюзеляжу вертолета. Если горизонтальный шарнир отнесен от оси вращения, то, кроме силы, на фюзеляж вертолета будет передаваться момент, по величине равный подъемной силе, умноженной на плечо ее приложения, т. е. на вынос шарнира.

Разнос горизонтальных шарниров приводит к тому, что на фюзеляж вертолета, кроме сил, передаются еще периодически изменяющиеся моменты. В этом его отрицательная сторона. Вместе

с тем он несколько способствует повышению устойчивости вертолета. В этом его положительная сторона.

Кроме того, разнос шарниров несколько изменяет маховые движения лопасти, но вследствие малости плеча разноса, какое обычно бывает у вертолетов, это изменение настолько мало, что им, как правило, пренебрегают.

## 10. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ШАРНИР. КОЛЕБАТЕЛЬНЫЕ ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТИ В ПЛОСКОСТИ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Лопать несущего винта в соединении со втулкой, помимо горизонтального шарнира (ГШ), имеет еще и вертикальный шарнир (ВШ), который позволяет ей совершать колебательные движения в плоскости вращения (см. рис. 15).

Движения лопасти вокруг вертикального шарнира уменьшают действие периодического изменения величин аэродинамических сил и моментов, которое проявляется на фюзеляже вертолета в виде вибраций с частотой, кратной оборотам несущего винта. За счет инерции этих движений лопасти, а также за счет работы трения фрикционных демпферов<sup>1</sup>, которыми снабжены вертикальные шарниры, в большой степени поглощается вредная работа неравномерно распределенных по азимуту аэродинамических сил, действующих в плоскости вращения несущего винта.

В плоскости вращения на лопасть действуют силы сопротивления воздуха, кориолисовы силы, центробежные силы и силы инерции.

Силы сопротивления воздуха в случае вертикального полета или висения в любом азимутальном положении лопасти примерно одинаковы. В горизонтальном полете, где, как известно, имеет место кося обдувка винта и поле скоростей не симметрично относительно продольной плоскости вертолета, величина сил сопротивления воздуха изменяется периодически за один оборот в зависимости от азимутального положения лопасти (рис. 35).

Разница в величинах сил сопротивления в азимутах  $\psi = 90^\circ$  и  $\psi = 270^\circ$ , конечно, не будет такой относительно большой, как разница в величине скоростей обтекания лопасти, так как маховые движения ее относительно горизонтального шарнира перераспределяют истинные углы атаки, а значит, и силы сопротивления. Тем не менее некоторая неравномерность распределения сил по азимуту остается, в результате чего на втулку винта будет действовать переменный по величине момент.

Кориолисовы силы возникают на лопасти вследствие того, что она наряду с вращательным движением вокруг оси несущего винта совершает еще и маховые движения вокруг горизонтального шар-

<sup>1</sup> Вместо фрикционных демпферов могут применяться гидравлические, когда работа неуравновешенных сил гасится работой жидкости, перетекающей сквозь малые отверстия (аналогично работе масла в амортизационной стойке в шасси).

мира. Механика возникновения кориолисовых сил на лопасти несущего винта показана на рис. 36.

Пусть лопасть вращалась в исходном положении (до взмаха) по конусу с углом конусности  $\beta_0$  так, что центр тяжести ее (в точке  $A_0$ ) описывал окружность радиусом  $R_0$ . При вращении ло-

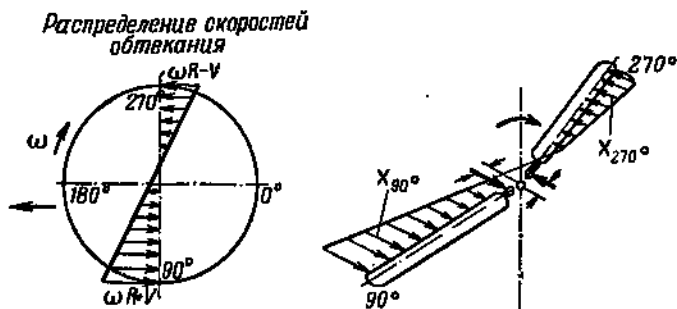


Рис. 35. Силы сопротивления, действующие на лопасть в различных азимутальных положениях

пасть обладала энергией движения (кинетической энергией)  $E$ . Затем почему-либо лопасть «взмахнула» вверх и стала вращаться по конусу с углом конусности  $\beta_1$ . Центр тяжести лопасти лежит теперь в точке  $A_1$  и вращается по окружности с радиусом  $R_1 = R_0 - \Delta R$ .

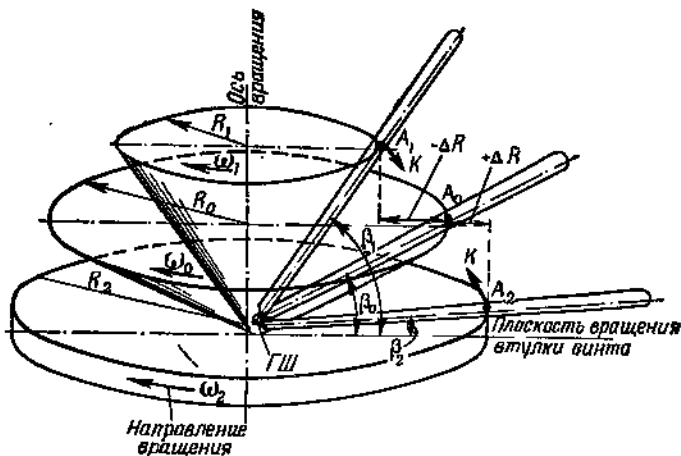


Рис. 36. Возникновение кориолисовых сил при изменении угла взмаха лопасти

Известно, что энергия вращения зависит от радиуса ( $E = \frac{m\omega^2 r^2}{2}$ ). Если радиус вращения уменьшился, то должна была бы уменьшиться и энергия вращения. Однако согласно закону сохранения энергии этого не должно быть. Энергия вращения

в новом положении лопасти (при  $\beta_1$  и  $R_1$ ) останется той же (т. е.  $\omega_1^2 R_1^2 = \omega_0^2 R_0^2$ ), но теперь часть ее используется на увеличение угловой скорости вращения ( $\omega$ ) до тех пор, пока окружная скорость вращения ( $\omega_1 R_1$ ) не станет равной ( $\omega_0 R_0$ ). К центру тяжести лопасти будет приложено ускорение, а следовательно, и сила, стремящаяся ускорить вращение, — кориолисова сила.

При уменьшении угла взмаха, а значит, при увеличении радиуса вращения на  $\Delta R$  происходит обратная картина: кориолисова сила будет стремиться замедлить вращение. Действие кориолисовых сил можно легко проверить, повернувшись вокруг вертикальной оси с вытянутыми в сторону руками. Продолжив это движение с руками, поджатыми к телу, сразу можно почувствовать ускорение вращения (рис. 37).

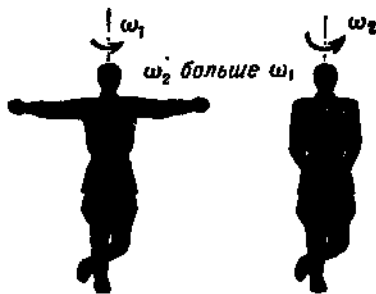


Рис. 37. Пример действия кориолисовых сил

Как видно, рассмотренные две силы стремятся либо замедлить, либо ускорить вращение лопасти, причем действие это периодически изменяется в течение каждого оборота. Так как число оборотов лопасти постоянно, то и средняя угловая скорость остается постоянной, а лопасть совершает колебания в плоскости вращения относительно вертикального шарнира.

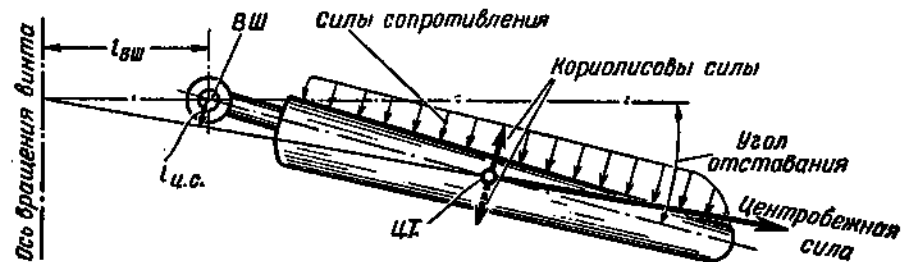


Рис. 38. Силы, действующие на лопасть в плоскости вращения

Центробежные силы, возникающие на лопасти в полете, являются мощным регулятором колебательных движений относительно вертикального шарнира, препятствующим лопасти отклониться далеко от своего нейтрального положения (рис. 38).

Хотя плечо, на котором действует центробежная сила, и мало в сравнении с плечом равнодействующих сил сопротивления и кориолисовых сил, тем не менее величина ее в сотни раз больше величины других сил, действующих в плоскости вращения. Момент от центробежной силы, как видно на рис. 37, всегда стремится восстановить нейтральное положение лопасти.

Величина угла отставания  $\zeta$ , как и амплитуда колебаний лопасти относительно вертикального шарнира, зависит от геометрических, аэродинамических и весовых характеристик несущего винта, а также и от режима полета.

С увеличением разноса вертикальных шарниров от оси вращения несущего винта угол отставания уменьшается, но при этом колебания относительно вертикальной оси в большей степени передаются фюзеляжу вертолета.

С увеличением скорости полета увеличиваются несимметрия поля скоростей и амплитуды маховых движений, а это в свою очередь вызывает увеличение амплитуды колебаний относительно вертикального шарнира. С увеличением скорости полета и общего шага

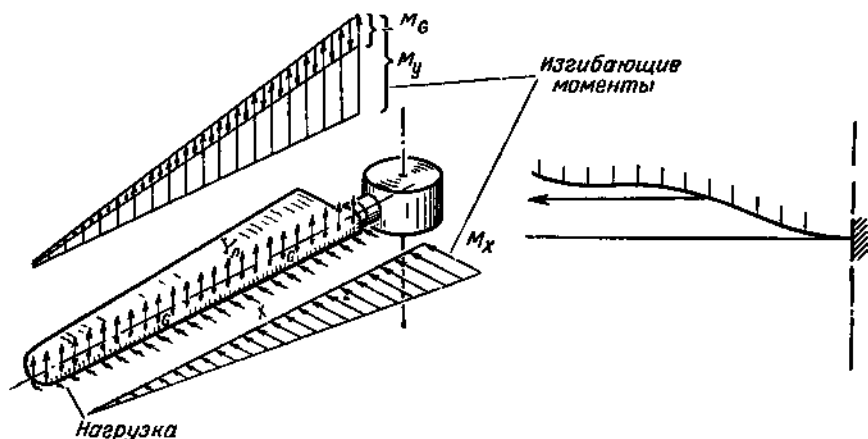


Рис. 39. Нагрузки на комлевую часть лопасти при жестком ее креплении к втулке винта

несущего винта угол отставания увеличивается. Угол отставания может достигать величины  $10-12^\circ$ . Амплитуда колебаний лопасти относительно вертикального шарнира лежит в пределах  $0,5-1^\circ$ . На режиме самовращения несущего винта лопасть в некоторых азимутальных положениях может даже забегать вперед относительно своего нейтрального положения.

Раньше было сказано, что неравномерность сил в плоскости вращения демпфируется фрикционными или гидравлическими демпферами. Однако для всех режимов полета невозможно полностью устранить действие периодического изменения сил, действующих на фюзеляж вертолета, поэтому в какой-то степени всегда на вертолете будут ощущаться вибрации. Для того чтобы они не превышали допустимых величин, необходимо в эксплуатации тщательно следить за регулировкой демпферов, сохраняя для всех лопастей вполне определенный, одинаковый момент их затяжки, в соответствии с инструкцией по эксплуатации.

Как было уже сказано раньше, горизонтальный и вертикальный шарниры разгружают лопасть от изгибающих моментов. В случае

жесткого, бесшарнирного крепления лопасти к втулке винта на нее передавались бы изгибающие моменты от сил, суммирующихся по всей лопасти (рис. 39).

При шарнирном креплении лопасти через точки крепления могут передаваться только силы; если бы передавались моменты от сил, лопасть просто повернулась бы вокруг шарнира. Таким образом, комлевая часть лопасти разгружена от изгибающих моментов (рис. 40).

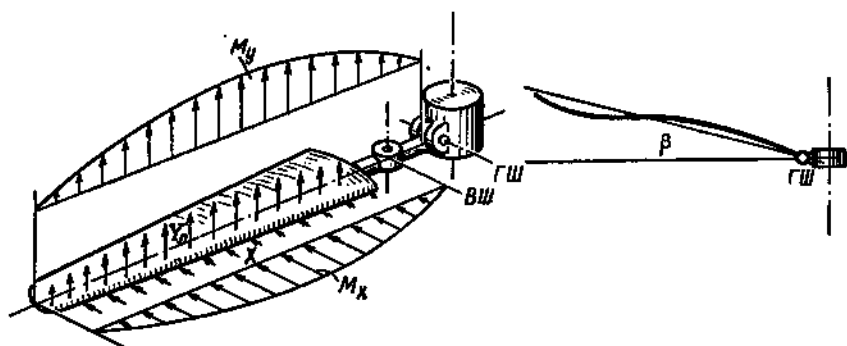


Рис. 40. Изгибающие нагрузки на лопасть при шарнирном ее креплении к втулке винта

## II. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

В качестве силовых установок современных вертолетов обычно применяются поршневые звездообразные двигатели воздушного охлаждения. Для вращения несущих винтов возможно также применение реактивных прямоточных или пульсирующих двигателей.

Применение несущих винтов с приводом от реактивных двигателей позволило бы значительно упростить конструкцию вертолета, так как при этом исключается дорогая в изготовлении и тяжелая трансмиссия. Но это связано с большими расходами горючего, а следовательно, с ограниченной продолжительностью полета и уменьшением полезной нагрузки вертолета. Поэтому в настоящее время реактивные двигатели в вертолетостроении еще не нашли широкого применения.

В большинстве случаев поршневой двигатель устанавливается на вертолете так, что его коленчатый вал расположен горизонтально, однако имеются вертолеты, у которых коленчатый вал двигателя расположен вертикально или наклонно. Вертикальное расположение двигателя, когда ось его коленчатого вала вертикальна, имеет преимущество перед горизонтальным, так как при этом исключается угловая передача в редукторе, вследствие чего несколько повышается коэффициент полезного действия трансмиссии.

Величины коэффициентов полезного действия шестеренчатых передач для одной пары шестерен показаны на рис. 41.

Иногда редуктор монтируется в картере двигателя и является его составной частью. В общем случае редуктор применяется для изменения направления оси вращения (в случае, когда коленчатый вал двигателя расположен горизонтально или наклонно) и уменьшения угловой скорости вращения несущего винта по сравнению со скоростью вращения коленчатого вала двигателя.

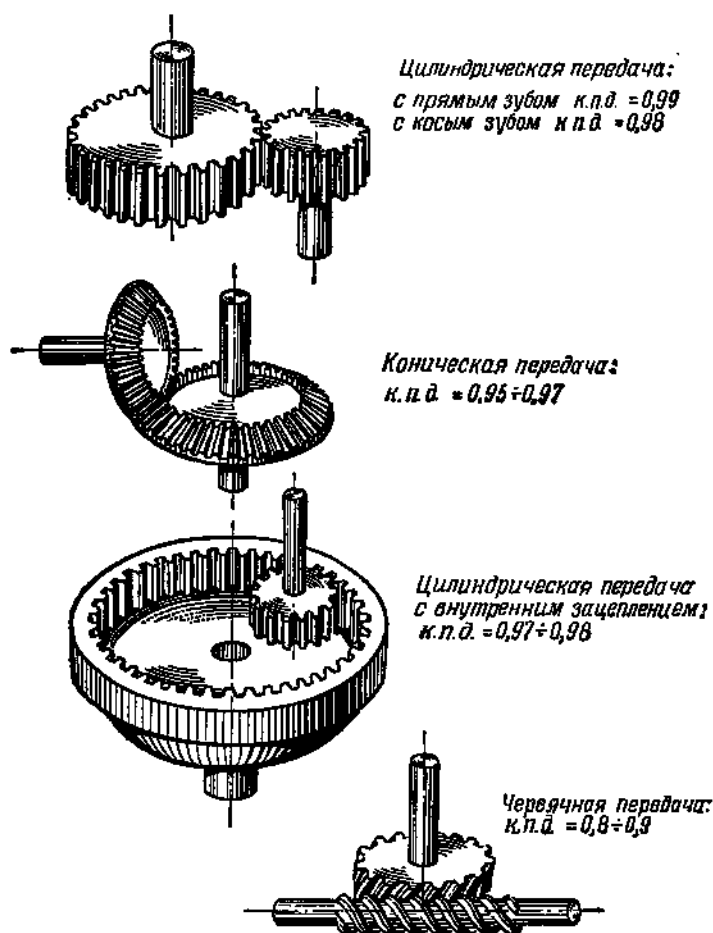


Рис. 41. Величины коэффициентов полезного действия различных видов передач

Обычно передаточное число редуктора  $i = \frac{n_{\text{ведом}}}{n_{\text{ведущ}}}$  равно примерно  $1/10$ , т. е. несущий винт вращается примерно в 10 раз медленнее вращения коленчатого вала двигателя. Одной из существенных особенностей работы двигателей на вертолетах является недостаточное естественное охлаждение их при вертикальном полете

или при висении вследствие слабого обдува встречным потоком воздуха. Поэтому на двигателях, применяемых на вертолетах, устанавливаются специальные вентиляторы, создающие достаточное охлаждение их на любых режимах полета. Вентилятор устанавливается на валу, являющемся продолжением коленчатого вала, причем диаметр его подбирается с таким расчетом, чтобы поток от него был направлен на цилиндры.

На вентилятор затрачивается примерно 4—6% мощности двигателя.

На рис. 42 схематически изображены силовая установка и трансмиссия одновинтового вертолета.

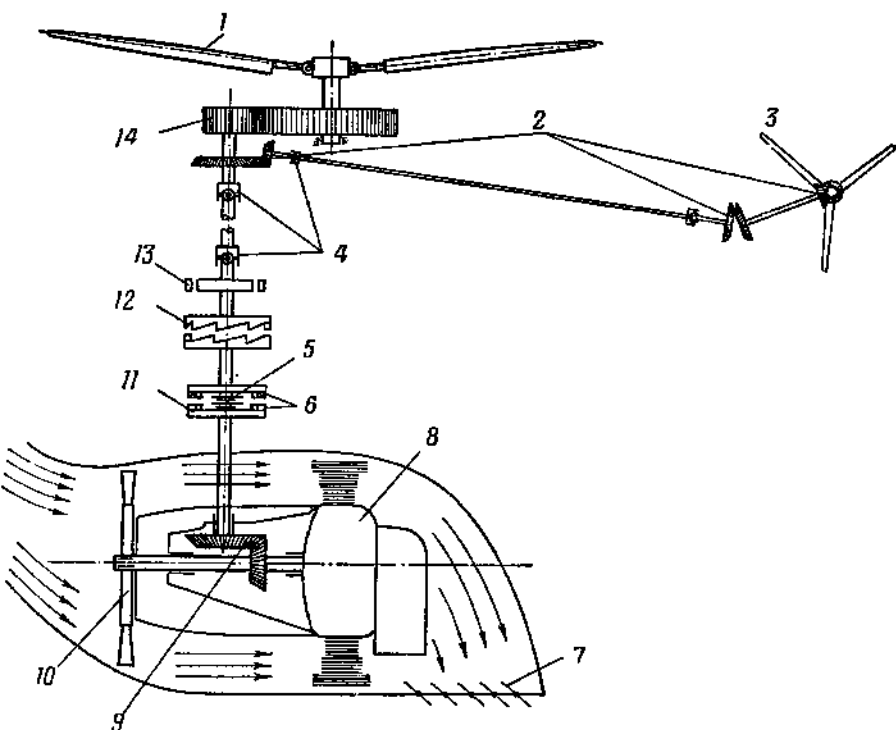


Рис. 42. Схема силовой установки и трансмиссии одновинтового вертолета: 1 — несущий винт; 2 — редукторы угловой передачи; 3 — рулевой винт; 4 — универсальные шарниры; 5 — фрикционные диски; 6 — муфта включения; 7 — масляный бак; 8 — двигатель; 9 — редуктор угловой передачи; 10 — вентилятор; 11 — муфта включения; 12 — муфта свободного хода; 13 — тормоз несущего винта; 14 — главный редуктор

## 12. ТРАНСМИССИЯ ВЕРТОЛЕТА

К трансмиссии вертолета относятся: редукторы, валы с шарнирными соединениями, муфта включения, муфта свободного хода и тормоз несущего винта.

**Редукторы.** В системе трансмиссии обычно имеется несколько редукторов, назначение которых либо изменить угловую скорость

вращения соответственно потребным оборотам несущего или рулевого винта, либо служить передаточным звеном в угловой передаче вращения.

Для передачи вращения к рулевому винту применяются редукторы угловой передачи, с помощью которых достигается изменение направления вращения и одновременно с этим — изменение угловой скорости вращения.

Изменение числа оборотов в передаче к рулевому винту необходимо потому, что рулевой винт вращается с гораздо большей угловой скоростью, чем несущий винт (примерно в 5—8 раз).

На вращение рулевого винта вертолета затрачивается примерно 6—8% полезной мощности двигателя, т. е. значительно меньше, чем берет на себя несущий винт; поэтому редукторы рулевой передачи по размерам всегда меньше главного редуктора, непосредственно передающего вращение от двигателя несущему винту.

Для обеспечения нормальной работы редукторов они хорошо смазываются, при этом масло является обычно и охлаждающей средой, для чего масляная система выполняется циркуляционной.

**Муфта включения** предназначена для плавного соединения двигателя с трансмиссией после его запуска. Для того чтобы это включение производилось возможно плавнее, в конструкции муфты предусматривается расчленение этого процесса на два этапа:

1) сцепление фрикционных дисков, когда в начале включения происходит проскальзывание дисков, и

2) жесткое сцепление кулачков, когда числа оборотов ведомого и ведущего элементов муфты уравниваются.

Управление муфтой включения осуществляется из кабины летчика посредством специального рычага или электромеханически. Во избежание резких включений несущего винта конструкции трансмиссии многих вертолетов имеют специальные центробежные автоматы, которые обеспечивают плавное включение после достижения двигателем определенного числа оборотов.

**Муфта свободного хода.** Назначение муфты свободного хода — автоматически (без вмешательства летчика) отключать трансмиссию и несущий винт от двигателя при отказе его в полете. Принципиально конструкция муфты свободного хода представляет собой обычный храповик.

Как только по какой-либо причине (поломка или заклинивание кривошипного механизма, отказ зажигания или неполадки в подаче горючего и др.) двигатель замедляет вращение, храповик выходит из зацепления и верхний кулачковый диск проскальзывает по нижнему, позволяя несущему винту вращаться на режиме самовращения.

**Валы с шарнирными соединениями** передают мощность от двигателя к несущему и рулевому винтам. При многвинтовой схеме (двух, трех и более) устанавливаются валы синхронной связи, обеспечивающие равенство числа оборотов всех несущих винтов. Это совершенно необходимо для сохранения равновесия вертолета в полете.

Конструкция вертолета (ферма, фюзеляж, хвостовая балка и др.) в полете испытывает упругие деформации (изгиб, растяжение), что вызывает некоторое смещение подшипников валов. Чтобы исключить влияние деформаций конструкции, валы состоят из нескольких частей и соединяются универсальными шарнирами (карданами) или гибкими муфтами.

**Тормоз несущего винта.** Назначение тормоза в трансмиссии — замедлить вращение несущего винта после выключения двигателя и застопорить несущий винт на стоянке вертолета.

Первое необходимо для того, чтобы сократить время, затрачиваемое на остановку несущего винта после окончания полета. Стопорение несущего винта необходимо для того, чтобы при стоянке вертолета исключить вращение винта под воздействием ветра.

**Основные требования, предъявляемые к трансмиссии вертолета.** Материалами для изготовления трансмиссии вертолета (валы, редукторы, муфты, детали сочленений) служат специальные стали, обладающие высокой прочностью, особенно усталостной прочностью. Так же как и основные металлические детали несущего винта, детали трансмиссии подвергаются специальной термообработке. Поверхности зубьев шестерен редукторов имеют слой цементации и очень тщательно обрабатываются.

Часто применяются шестерни с косым зубом, обеспечивающим более плавное их зацепление.

С целью уменьшения нагрузки на валы, передающие большие мощности, степень редукции выбирают такой, чтобы валы вращались с большим числом оборотов.

Как известно, крутящий момент, передаваемый валом, выражается формулой

$$M_{кр} = 716,2 \frac{N}{n} \text{ кгм.}$$

Из этой формулы видно, что при одной и той же мощности увеличение числа оборотов позволяет уменьшить передаваемый крутящий момент.

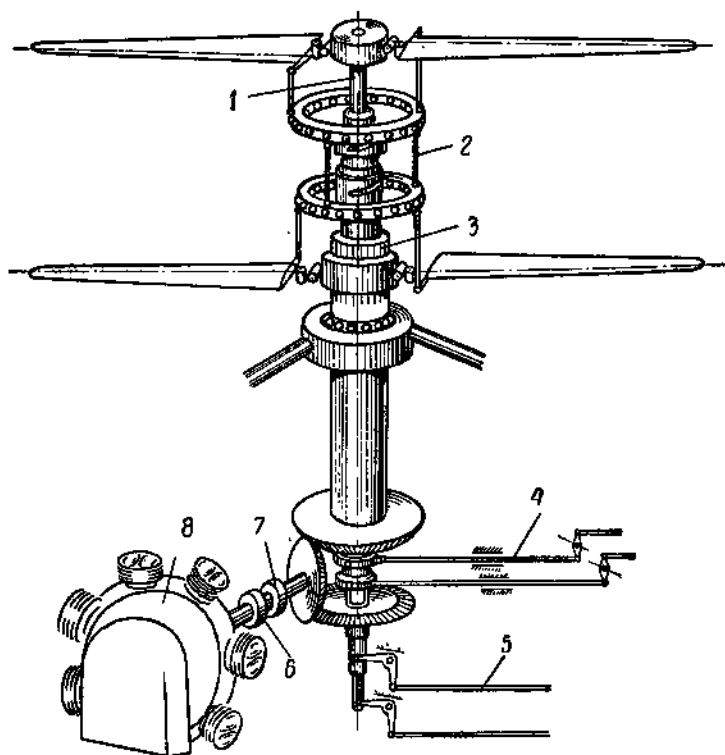
Большая скорость вращения вала требует хорошей смазки подшипников. Длинные валы часто имеют заделку подшипников на упругом основании, которым являются резиновые кольца или прокладки. При изготовлении деталей несущего винта и трансмиссии большое внимание уделяется обработке их поверхностей и приданию плавных переходов от одного сечения к другому. Небольшие риски на поверхности могут служить очагом последующего разрушения детали от усталости при концентрации напряжений. Поэтому в эксплуатации вертолета при осмотре трансмиссии, несущего винта или других частей конструкции в первую очередь необходимо следить за состоянием переходов сечений. Нужно всячески предохранять наиболее ответственные детали от рисков и забоин, которые могут быть нанесены во время их обслуживания.

Запуск двигателя и раскрутка трансмиссии требуют повышенной внимательности обслуживающего персонала, особенно зимой

при низкой температуре. Резкое включение трансмиссии или чрезмерно высокий темп дачи газа вызывает большие инерционные нагрузки и, как следствие, динамические ударные напряжения в трансмиссии и в деталях несущего винта.

### Особенности конструкции трансмиссии вертолетов других схем

Трансмиссия вертолета с соосным расположением несущих винтов. Особенностью трансмиссии вертолета этой схемы является соосное расположение (один внутри другого) валов, передающих вращение винтам. В схему трансмиссии включен реверсивный редуктор, который вращает валы в разные стороны (рис. 43).



**Рис. 43.** Схема трансмиссии вертолета с соосным расположением несущих винтов:

1 — вал верхнего винта; 2 — автомат перекоса; 3 — вал нижнего винта; 4 — передачи к управлению автоматом перекоса; 5 — передачи к управлению общим шагом и дифференциальным изменением шага винтов; 6 — муфта включения; 7 — муфта свободного хода; 8 — двигатель

Управление автоматом перекоса для соосных несущих винтов осуществляется так же, как в случае одновинтового вертолета — ручкой управления вертолетом. Путевое управление осуществляется за счет дифференциального управления шагом обоих винтов,

т. е. увеличением шага одного винта при одновременном уменьшении шага другого винта. В силу этого тяга, крутящий, а следовательно, и реактивный моменты у первого винта увеличиваются, а у второго уменьшаются, и вертолет начинает поворачиваться в ту сторону, в которую вращается винт с меньшим значением шага лопастей.

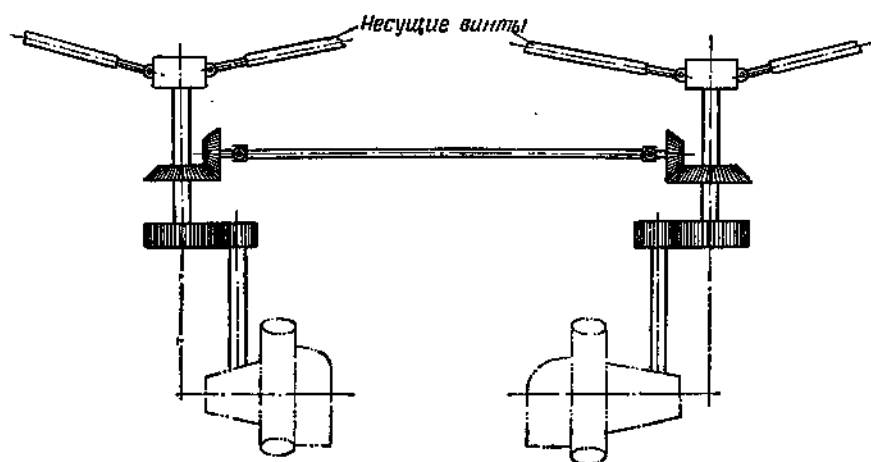


Рис. 44. Схема трансмиссии вертолета с двумя несущими винтами

Трансмиссия вертолета с продольным или поперечным расположением винтов. Особенностью трансмиссии вертолета этой схемы является наличие вала синхронной связи, иногда наличие муфты синхронной связи, которые применяются для раздельного раскручивания винтов (рис. 44) в том случае, когда на вертолете имеются два двигателя.

## ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

### 1. ОТЛИЧИЕ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ОТ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА САМОЛЕТА

Аэродинамика несущего винта вертолета имеет ряд особенностей, отличающих ее от аэродинамики крыла самолета.

Принципиальной отличительной особенностью работы несущего винта является то, что тяга его (или его подъемная сила) может создаваться при любой скорости полета вертолета, вплоть до нулевой, в то время как крыло самолета может создавать необходимую подъемную силу только при скорости полета выше какого-либо минимального значения  $V_{мин}$ .

При уменьшении скорости полета самолета необходимо увеличивать угол атаки крыла, но эта возможность очень ограничена, так как увеличение угла атаки более  $15-17^\circ$  приводит к срыву потока, т. е. к нарушению плавного обтекания крыла. При дальнейшем увеличении угла атаки крыло уже не может создавать необходимую подъемную силу и самолет с потерей скорости теряет управляемость и беспорядочно падает.

Несущий винт вертолета создает необходимую тягу (подъемную силу) при любой скорости полета и не боится потери поступательной скорости вертолета, если скорость вращения (обороты винта) не менее минимально допустимого значения, соответственного режиму полета.

Несущий винт может работать на любых углах атаки, от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ , в зависимости от скорости и направления полета вертолета.

Другой особенностью аэродинамики несущего винта является то, что в поступательном полете (горизонтальном или наклонном), когда имеет место косая обдувка несущего винта, лопасти его работают в условиях несимметричного поля скоростей обтекающего их воздушного потока.

Несимметрия поля скоростей, возрастающая с увеличением скорости полета, приводит к ограничению максимальной скорости полета вертолета из-за опасности срыва потока в зоне разности скоростей, где углы атаки сечений лопасти становятся большими и достигают критических значений.

Увеличение скорости вращения винта, которое могло бы несколько оттянуть возникновение срыва потока, ограничено возникновением волнового сопротивления, появляющегося вследствие приближения к звуковой скорости на концах лопастей, которое в свою очередь усугубляет несимметрию условий их обтекания (рис. 45).

При сравнении работы лопасти несущего винта с работой крыла самолета необходимо иметь в виду, что воздушные потоки — встречный, набегающий на лопасти винта и уходящий после взаимодействия с винтом — более неравномерны и менее устойчивы, чем воздушный поток, взаимодействующий с крылом самолета.

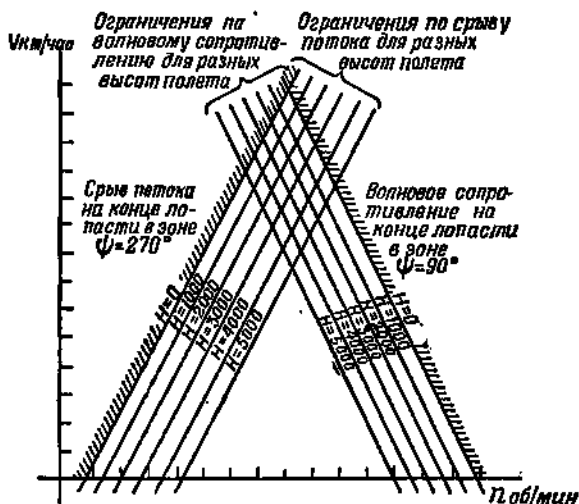


Рис. 45. Предельные значения числа оборотов несущего винта при изменении скорости по срыву потока и волновому сопротивлению для различных высот полета

Крыло самолета работает в условиях плавного обтекания более или менее однородным встречным потоком воздуха. Если и происходит изменение скорости и условий обтекания (например, при эволюциях самолета или в переходных режимах), то это не приводит к резкому нарушению общего характера обтекания. Поэтому к изучению сил и моментов от сил, действующих на крыло, в большинстве случаев можно подходить с точки зрения статики (равновесия), что не всегда справедливо для несущего винта вертолета.

Кроме того, современные самолеты летают на таких больших скоростях, при которых какие-либо случайные возмущения потока (например, порыв ветра), имеющие малые скорости в сравнении со скоростью полета, не могут существенно изменить картину обтекания.

Иначе работает несущий винт вертолета. Каждая лопасть несущего винта, как это показано в гл. I, работает в переменных условиях обтекания, изменяющихся в зависимости от азимутального положения ее в поверхности, ометаемой несущим винтом при его вра-

щении. Каждое сечение одной и той же лопасти находится в условиях, отличных от условий для сечений, меньше или больше удаленных от оси вращения. Встречный поток подходит к несущему винту на многих режимах полета с малой скоростью, он менее устойчив, чем встречный поток при полете самолета, и более подвержен воздействию случайных возмущений. Уходящий поток после взаимодействия с несущим винтом еще в большей степени неравномерен и, кроме того, он закручивается от вращения винта.

Все это в известной степени усложняет аэродинамику несущего винта вертолета. Поэтому при отсутствии необходимых экспериментальных данных (продувок в аэродинамической трубе и др.) не всегда возможно с исчерпывающей точностью применить существующие методы аэродинамического расчета вертолета.

Отличия условий работы несущего винта от условий работы обычного воздушного винта (пропеллера) и от условий работы крыла самолета не позволяют непосредственно распространить теорию воздушного винта и теорию крыла на все режимы работы несущего винта вертолета. Однако теория несущего винта в целом, представляя собой самостоятельную теорию, базируется на аэродинамике крыла самолета и на аэродинамике воздушного винта. При рассмотрении различных режимов работы несущего винта элементы лопастей его уподобляются элементам крыла.

## 2. НЕСУЩИЙ ВИНТ

Обычно анализ аэродинамики несущего винта начинают с рассмотрения сил, действующих на лопасть.

Лопасть несущего винта можно сравнить с крылом самолета с той лишь разницей, что она обтекается не прямолинейным поступательным воздушным потоком, а потоком, возникающим в результате вращательного движения ее.

В литературе вертолет иногда называют летательным аппаратом с вращающимися крыльями. Действительно, можно представить себе несущий винт как крылья, вращающиеся вокруг общей оси. Сравнение лопасти несущего винта с вращающимся крылом самолета позволяет анализировать ее аэродинамику с позиций аэродинамики крыла самолета.

После того как выявлены основные закономерности для сил, действующих на лопасть при различных режимах полета, следует перейти к общему анализу аэродинамических характеристик всего несущего винта. Площадь, ометаемая лопастями при вращении, принимается как несущая поверхность, подобная крылу самолета, создающая помимо подъемной силы еще и тягу, которая сообщает движение всему вертолету.

Покажем на примере, что поверхность, ометаемую несущим винтом при его вращении, можно условно принимать за аэродинамическую поверхность. Пусть в воздухе с высоты  $H$  свободно падают три одинаковых груза, к которым присоединены три различные поверхности, создающие воздушное сопротивление (рис. 46).

К первому грузу шарнирно присоединен воздушный винт, способный вращаться при воздействии встречного воздушного потока; ко второму грузу жестко присоединена пластина, длина и площадь которой равны диаметру и площади лопастей воздушного винта; к третьему грузу присоединен сплошной диск, равный по площади ометаемой площади воздушного винта.

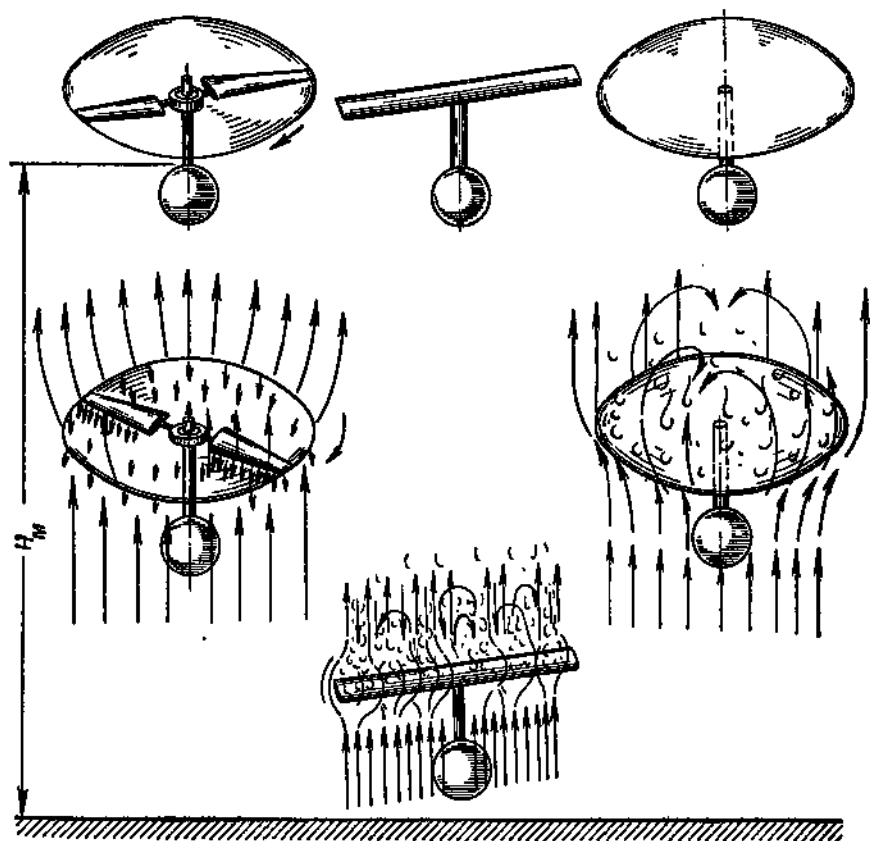


Рис. 46. Воздушное сопротивление трех различных аэродинамических поверхностей при падении груза с высоты  $H$

Через несколько секунд падения все три груза окажутся на разной высоте. Наибольшая потеря высоты будет у того груза, к которому жестко присоединена прямоугольная пластина.

Груз с вращающимся винтом и груз со сплошным диском будут снижаться со значительно меньшей скоростью, чем груз с пластинкой, и окажутся приблизительно на одинаковой высоте.

Если измерить силу воздушного сопротивления всех трех падающих предметов, то можно убедиться в том, что воздушное сопротивление вращающегося винта в 8—10 раз больше, чем у непо-

движной прямоугольной пластины, и приблизительно равно воздушному сопротивлению сплошного диска. Это означает, что в создании полной аэродинамической силы у воздушного винта принимает участие не только поверхность самих лопастей, но и вся поверхность, ометаемая винтом.

Объясняется это тем, что воздух является неразрывной, достаточно вязкой средой и движение какой-либо бесконечно малой его струйки вызывает движение соседних слоев воздуха.

При вращении несущего винта каждый сектор ометаемой им поверхности 10—20 раз в течение одной секунды пересекается какою-либо из лопастей, при этом лопасть, вступая во взаимодей-

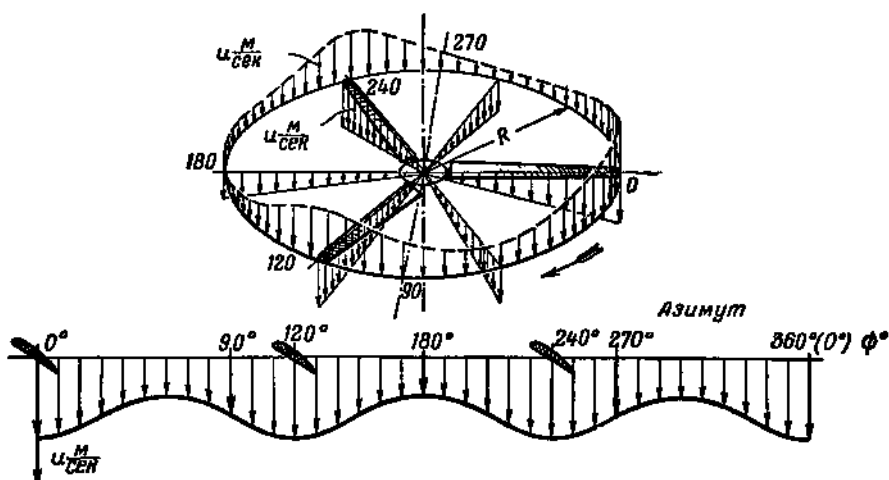


Рис. 47. Распределение индуктивных скоростей по поверхности вращения несущего винта

ствие с встречным воздушным потоком, сжимает его вниз. Это воздействие лопасти на воздух распространяется на близлежащие его слои так, что весь воздух, лежащий над и под поверхностью, ометаемой винтом, приходит в движение.

На рис. 47 представлена диаграмма индуктивных скоростей воздушного потока трехлопастного винта по поверхности его вращения в каждый бесконечно малый промежуток времени.

В нижней части рисунка показана диаграмма индуктивных скоростей вращения несущего винта по окружности с радиусом  $R$ , которая развернута в прямую линию.

Как видно из этого рисунка, индуктивная скорость будет иметь наибольшие значения в тех местах окружности, где находится в этот момент какая-либо из лопастей.

Кроме того, каждая лопасть оказывает влияние на лопасть, следующую за ней, понижая несколько эффективность взаимодействия ее с воздушным потоком от вращения. Поэтому количество лопастей несущего винта должно быть невелико.

В этом смысле идеальным винтом был бы однолопастный винт, однако такой винт невозможно было бы уравновесить. Итак, за аэродинамическую поверхность несущего винта вертолета принимается не только площадь лопастей винта, а вся ометаемая им площадь.

### 3. УГОЛ АТАКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Соответственно принятому в аэродинамике несущего винта разделению понятий аэродинамических поверхностей — лопасти винта и поверхности, ометаемой винтом при его вращении — необходимо разграничить понятие угла атаки сечения лопасти и угла атаки всего несущего винта.

Угол атаки в сечениях лопасти (обозначается греческой буквой  $\alpha$ ) аналогичен углу атаки крыла самолета и изменяется для сечений основной несущей части лопасти (от  $r = 0,5 R$  до  $r = R$ ) от  $0^\circ$  до  $15^\circ$  (рис. 48).

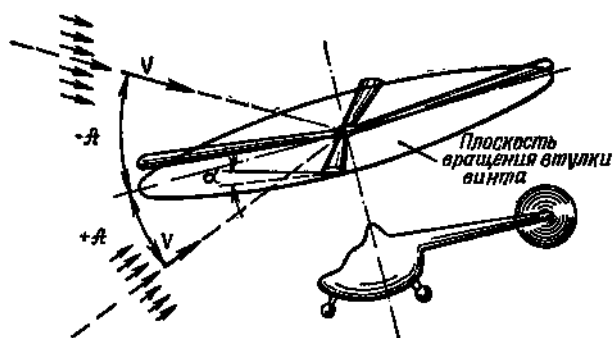


Рис. 48. Угол атаки несущего винта

Угол атаки несущего винта (обозначается заглавной буквой  $A$ )<sup>1</sup> — угол между направлением воздушного потока (противоположным направлению полета) и плоскостью вращения втулки несущего винта. Этот угол может иметь любое значение (от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$ ) в зависимости от направления полета.

Если воздушный поток подходит к плоскости вращения винта снизу (автожирный режим), то угол атаки несущего винта считается положительным. Если воздушный поток набегает на несущий винт сверху, то угол атаки принимается отрицательным.

### 4. ПАРАМЕТРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Сравнительной характеристикой качества несущих винтов при различных их конструктивных параметрах будет являться, в конечном счете, величина тяги винта, создаваемой при затрате одной и

<sup>1</sup> Обозначение буквой  $A$  принято автором.

той же мощности. Чем больше тяга, получаемая на единицу мощности, тем выше качество винта. Основными параметрами, от которых зависит величина тяги несущего винта и которые обуславливают режим его работы, являются: характеристики профиля лопасти, относительная, удельная нагрузка на  $1 \text{ м}^2$  ометаемой площади  $p$ , коэффициент заполнения  $\sigma$ , количество лопастей, форма лопасти в плане, геометрическая закрутка лопасти, вес лопасти, жесткость конструкции лопасти, концевые и комлевые потери несущего винта, аэродинамические характеристики фюзеляжа и интерференция фюзеляжа и несущего винта, угол установки лопасти  $\varphi$ , число оборотов в минуту несущего винта  $n$ , характеристика режима работы винта  $\mu$  и коэффициент притекания  $\lambda$ .

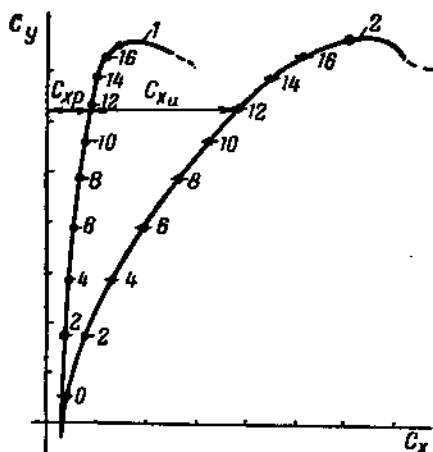


Рис. 49. Поляры профиля лопасти с бесконечным удлинением ( $\lambda = \infty$ ) и для лопасти конечного размаха:

1 — лопасть с  $\lambda = \infty$ ; 2 — лопасть конечного размаха

Наконец, тяга несущего винта зависит от мощности, передаваемой на винт от двигателя, и от плотности воздуха.

Первые девять из перечисленных параметров являются конструктивными параметрами данного винта; последние пять зависят от режима полета вертолета и от атмосферных условий.

Рассмотрим кратко перечисленные параметры. **Профиль лопасти.** При выборе профиля лопасти конструкторы стремятся к тому, чтобы он обладал: наибольшим качеством (отношением коэффициента подъемной силы  $c_y$  к коэффициенту сопротивления  $c_x$ ), наименьшим изменением положения центра давления на профиле с изменением угла атаки сечений лопасти, т. е. по возможности наименьшим изменением момента аэродинамических сил ( $c_m$ ), способностью самовращаться (авторотировать) в большом диапазоне углов атаки лопасти в полете с неработающим двигателем и возможностью простого конструктивного и технологического выполнения лопасти.

С целью получения наилучшего качества винта нередко лопасть проектируют с переменным по размаху профилем. Для лопастей несущих винтов современных вертолетов применяются профили крыльев самолета.

Рассматривая лопасть так же, как крыло самолета, для профиля ее сечения можно построить поляры (рис. 49) с учетом индуктивного скоса потока и без скоса потока (крыло с бесконечным удлинением).

Коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  лопасти конечного размаха может быть представлен как сумма коэффициентов профильного и индуктивного сопротивлений, т. е.

$$c_x = c_{xл} + c_{xр}$$

Из рис. 49 видно, что с увеличением угла атаки сечения лопасти несколько увеличивается профильное сопротивление  $c_{xл}$  и значительно увеличивается индуктивное сопротивление  $c_{xи}$ .

Профильное сопротивление  $c_{xл}$  в большой степени зависит от формы профиля, от того, насколько этот профиль искажается деформациями обшивки, а также от шероховатости поверхности лопасти. Лопасть с металлической обшивкой, сохраняющей при работе форму профиля, и с хорошей отделкой ее поверхности имеет меньшее профильное сопротивление, чем лопасть с полотняной или фанерной обшивкой.

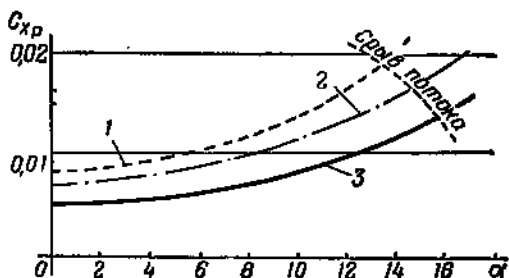


Рис. 50. Коэффициенты профильного сопротивления различных лопастей в зависимости от угла атаки:

1 — лопасть с полотняной обшивкой; 2 — лопасть с фанерной обшивкой; 3 — лопасть с металлической обшивкой

В случае плохой, шероховатой поверхности лопасти срыв потока с нее наступает раньше (рис. 50).

Нагрузка на ометаемую площадь. Нагрузка  $p$  на  $1 \text{ м}^2$  ометаемой площади является одним из наиболее важных параметров, определяющих летные свойства вертолета.

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

где  $G$  — полетный вес вертолета;

$F$  — площадь, ометаемая винтом при его вращении.

При проектировании вертолета конструкторам приходится выбирать величину нагрузки с таким расчетом, чтобы она наиболее удачно удовлетворяла как режиму максимальной скорости, так и режимам висения и полета при самовращении несущего винта.

Для современных вертолетов величина  $p$  имеет значение  $20 \div 25 \text{ кг/м}^2$ .

Коэффициентом заполнения поверхности, ометаемой несущим винтом при его вращении, называется отношение площади всех лопастей к площади этой поверхности.

$$\sigma = \frac{z \cdot F_{\text{лоп}}}{F},$$

где  $z$  — число лопастей;

$F_{\text{лоп}}$  — площадь лопасти;

$F$  — площадь, ометаемая несущим винтом при его вращении.

Коэффициент заполнения зависит от числа лопастей и площади каждой лопасти. Величина  $\sigma$  в зависимости от схемы вертолета выбирается в пределах 0,03—0,08.

Уменьшение  $\sigma$  сверх указанных пределов невыгодно, так как с уменьшением площади лопасти для создания необходимой подъемной силы потребуется увеличить угол установки лопасти, что в результате приведет к ограничению максимальной скорости горизонтального полета из-за возникновения срыва потока при больших углах атаки.

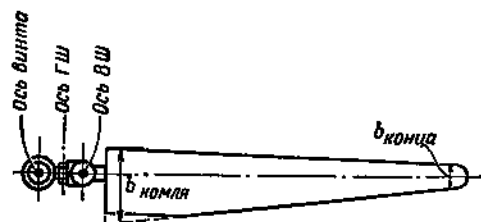


Рис. 51. Сужение лопасти

Увеличение  $\sigma$  более 0,08 за счет увеличения площади лопасти или числа лопастей

также невыгодно, так как это снижает к. п. д. несущего винта.

**Количество лопастей несущего винта.** Наиболее выгодными несущими винтами, удовлетворяющими требованиям уравновешенности и обладающими достаточно хорошим коэффициентом полезного действия, являются трехлопастные и четырехлопастные воздушные винты. Уменьшение числа лопастей приводит к неуравновешенности винта и вследствие этого к вибрациям конструкции вертолета.

**Форма лопасти в плане.** Наиболее распространены лопасти трапецевидной формы с сужением ее к концу. Такая форма лопасти является наиболее выгодной. Хорда ее у комля примерно в 2—3 раза больше хорды на конце (рис. 51). Однако существуют вертолеты, которые имеют прямоугольную форму лопасти в плане.

Влияние формы лопасти на величину тяги сравнительно с влиянием других параметров невелико.

**Геометрическая кривая лопасти.** Обычно лопасти несущих винтов вертолетов имеют отрицательную линейную кривую, так что у комля они работают на больших углах атаки (рис. 52). Это дает более равномерное распределение аэродинамических сил вдоль лопасти и уменьшает индуктивные потери несущего винта, вызываемые неравномерностью распределения потока.

Недостаточная эффективность малой окружной скорости  $\omega r$  комля по сравнению с окружной скоростью конца лопасти частично компенсируется увеличением коэффициента подъемной силы  $c_p$ ,

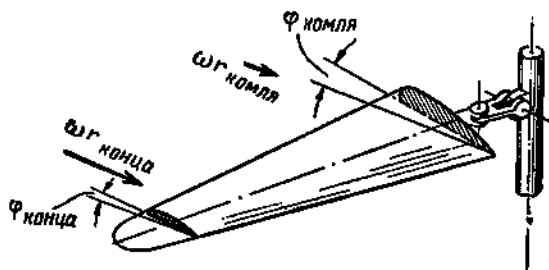


Рис. 52. Геометрическая кривая лопасти

за счет увеличения угла атаки  $\alpha$  и за счет большей величины хорды лопасти (рис. 53).

**Вес лопасти.** Вес лопасти, учитываемый в аэродинамике несущего винта через массовую характеристику  $\gamma$ , оказывает существенное влияние на характеристики маховых движений лопасти, которые определяют величины горизонтальных составляющих полной аэродинамической силы несущего винта и сильно влияют на устойчивость несущего винта.

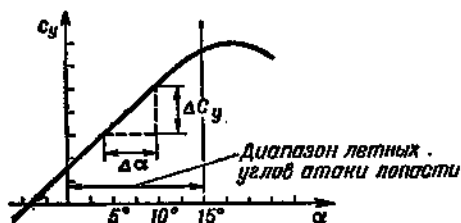


Рис. 53. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки

Массовая характеристика  $\gamma$  представляет собой соотношение между массовыми и аэродинамическими силами (рис. 54).

$$\gamma = \frac{A \rho b R^4}{2J_{гш}}$$

где  $A$  — градиент изменения коэффициента подъемной силы, равный  $\frac{\Delta c_y}{\Delta \alpha}$ ;

$\rho$  — плотность воздуха;

$b$  — величина хорды лопасти на  $0,7 R$ ;

$J_{гш}$  — момент инерции лопасти относительно горизонтального шарнира;

$R$  — радиус несущего винта.

Для лопастей несущих винтов современных вертолетов  $\gamma = 4 \div 8$ . Тяжелые лопасти имеют меньшую величину, легкие лопасти — большую.

В отличие от статического момента, равного произведению массы  $m$  на плечо  $r$ , момент инерции лопасти представляет собой сумму произведений масс отдельных ее элементов на их плечи относительно горизонтального шарнира во второй степени  $r^2$ , вычисленных по всей длине лопасти.

Если момент инерции отдельного элемента ( $J_0$ ) равен

$$J_0 = \frac{G_0}{g} r^2 = m_0 r^2,$$

то момент инерции всей лопасти относительно горизонтального шарнира соответственно выразится формулой

$$J_{гш} = \sum_0^R \frac{G_0}{g} r^2 = \sum_0^R m_0 r^2.$$

На рис. 18 были схематически показаны силы, дей-

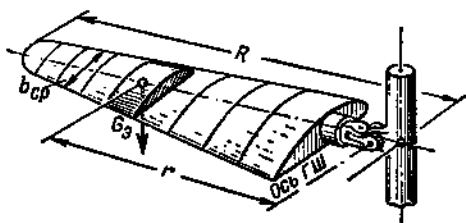


Рис. 54. Статический момент элемента лопасти

ствующие на лопасть при вращении ее в косом потоке, когда она совершает маховые движения. Там условно все силы приложены к одной точке (к центру тяжести лопасти). На самом деле эти силы, представляющие собой равнодействующие от элементарных сил по всей длине лопасти, приложены в разных точках, имеющих различные плечи относительно оси вращения.

Из этого рисунка видно, что три силы из четырех прямо зависят от массы (или веса) лопасти. Чем больше вес лопасти, тем больше величина центробежной силы, которая стремится уменьшить угол взмаха лопасти и распрямить коническую поверхность вращения несущего винта.

Чем тяжелее лопасть, тем меньше амплитуда маховых движений, меньше завал конуса вращения назад и вбок, а следовательно, меньше величины продольного и поперечного наклона оси несущего винта. И, наконец, чем больше вес лопасти, тем большей инерцией вращения обладает винт и тем больше запас времени для осуществления перехода на режим самовращения при отказе двигателя.

Однако увеличение веса лопастей ставит более высокие требования к прочности винта и всей конструкции вертолета, утяжеляет управление и уменьшает его весовую отдачу.

**Жесткость конструкции лопасти.** В полете лопасти несущего винта имеют упругие изгибные и крутильные деформации, что предъявляет большие требования к их прочности вообще и особенно к динамической (усталостной) прочности. Эти деформации, кроме того, несколько изменяют аэродинамику лопасти, изменяя ее истинные углы атаки и углы взмаха. Поэтому вполне естественно, что лопасти различной жесткости оказывают различное влияние на условия работы несущего винта. Слишком упругие лопасти не могут обеспечить достаточную жесткость, так как они весьма чувствительны к случайным возмущениям потока и снижают эффективность управления несущим винтом. Чрезмерно жесткие лопасти имеют большой вес, неспособны поглощать неравномерность действия на них аэродинамических и массовых сил и вследствие этого невыгодны с точки зрения вибраций.

**Концевые и комлевые потери ометаемой площади несущего винта.** В работе несущего винта не вся ометаемая площадь достаточно эффективно участвует в создании тяги.

По концам лопастей в силу перетекания воздуха снизу вверх из зоны повышенного давления в зону разрежения внешняя часть поверхности, ометаемой винтом при его вращении, образующая

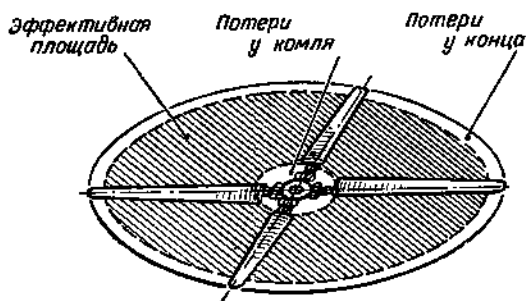


Рис. 55. Эффективная площадь поверхности, ометаемой несущим винтом при вращении

узкое кольцо, из расчета эффективной площади несущего винта должна быть исключена (рис. 55).

Комлевая часть лопасти, представляющая собой узлы крепления и шарниры ее подвески, а также втулка несущего винта в создании тяги не участвуют. В поступательном полете при косо обдувке винта в центральной части поверхности, ометаемой винтом при вращении, некоторая часть лопасти в азимутах от 180 до 360° обдувается с хвостика профиля и не создает подъемной силы. Следовательно, центральная часть площади несущего винта также должна быть исключена при подсчете эффективной площади.

Таким образом, в создании тяги участвует не вся площадь диска, а несколько меньшая, которая называется эффективной площадью и подсчитывается по формуле

$$F_{\text{эф}} = \pi R^2 (1 - B - \xi),$$

где  $\xi$  — коэффициент потерь комлевой площади;

$B$  — коэффициент потерь концевой площади.

Эффективная площадь составляет примерно 0,9—0,92 от всей площади, ометаемой несущим винтом при его вращении.

**Аэродинамические характеристики фюзеляжа и влияние его на несущий винт.** Сопротивление фюзеляжа в полете вертолета по сравнению с полной аэродинамической силой несущего винта невелико. В среднем на малых скоростях оно составляет 3—5% от тяги винта.

Однако, когда скорость полета приближается к максимальной, вредное сопротивление (сопротивление фюзеляжа, шасси и других несущих частей) начинает играть существенную роль. Рост сопротивления с увеличением скорости усугубляется тем, что фюзеляж вертолета, наклоняясь вперед и разворачиваясь в сторону, увеличивает свой «лоб», т. е. фронтальное сечение, перпендикулярное встречному потоку (рис. 56).

Аэродинамические формы фюзеляжа оказывают существенное влияние на работу несущего винта.

Воздушный поток, отбрасываемый несущим винтом, наталкивается на фюзеляж и хвостовую балку, в результате чего частично изменяет свое направление, подвергаясь определенным возмущениям. При этом отдельные струи потока образуют вихри, действие которых сообщается соседним слоям воздушного потока и передается той его зоне, которая непосредственно взаимодействует с лопастями винта (рис. 57).

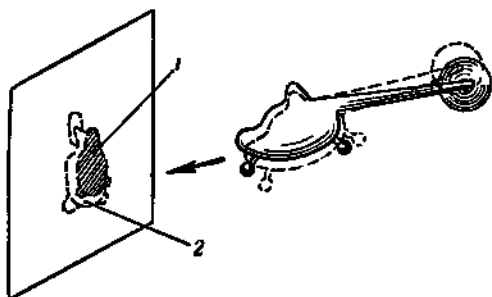


Рис. 56. Площадь лобового сопротивления фюзеляжа:

1 — проекция «лоба» фюзеляжа при полете на малой скорости; 2 — проекция «лоба» фюзеляжа при полете на большой скорости

Если площади фюзеляжа и балки, лежащих на пути этого потока, невелики, а формы их хорошо обтекаемы, то влияние их на работу винта незначительно. Если же аэродинамические формы вертолета не «облагорожены», фюзеляж и другие элементы конструкции расположены очень близко к винту и имеют большую площадь, то это будет понижать к. п. д. винта, служить причиной вибраций вертолета и усложнять управление им.

Существенное значение имеет положение центра давления аэродинамических сил фюзеляжа и изменение его с изменением режима полета. Если линия действия равнодействующей аэродинамических сил фюзеляжа проходит далеко от центра тяжести и если расстояние до нее от Ц. Т. сильно изменяется с изменением режима полета, то управлять вертолетом становится труднее, особенно на переходных режимах.

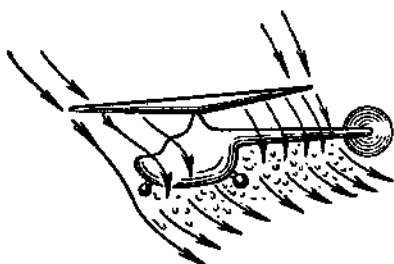


Рис. 57. Влияние фюзеляжа на воздушный поток от несущего винта

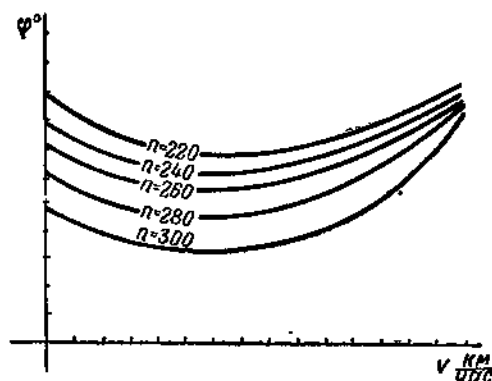


Рис. 58. Потребные величины общего шага для полета на различных скоростях и оборотах несущего винта

Угол установки или шаг лопастей ( $\varphi$ ) для каждого режима определяется аэродинамическим расчетом для данного вертолета.

Системы управления современных вертолетов позволяют совершать полет при различных значениях общего шага, изменяемого в некотором небольшом диапазоне. При этом изменение общего шага вызывает и изменение числа оборотов несущего винта  $n$  (рис. 58).

Большое значение угла установки (шага) лопастей невыгодно из-за срыва потока. При малом же значении угла установки лопастей происходит раскрутка оборотов винта, увеличивается центробежная сила, чрезмерно нагружается конструкция винта и понижается к. п. д. несущего винта.

Число оборотов несущего винта. Увеличение числа оборотов несущего винта, выгодное с точки зрения получения больших скоростей полета, ограничивается влиянием сжимаемости воздуха при скорости на конце наступающей лопасти, близкой к скорости звука.

Испытания в аэродинамических трубах показали, что влияние сжимаемости воздуха сказывается на характеристике профиля лопасти при скоростях, равных 70—80% скорости звука. При этом центр давления на сечении лопасти смещается к задней кромке.

### Характеристика режима работы винта $\mu$ и коэффициент притекания $\lambda$

При вертикальном полете (вертикальный подъем или вертикальное снижение) и при висении встречный поток направлен по оси винта. В горизонтальном же полете или в любом наклонном полете наблюдается косая обдувка винта. При этом воздушный поток можно разложить на два составляющих потока: направленный по оси винта и в плоскости вращения (рис. 59).

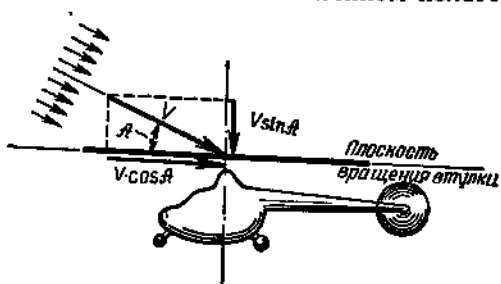


Рис. 59. Разложение вектора скорости полета на две составляющие

Если скорость встречного потока  $V$ , то скорость осевого составляющего потока будет равна  $V \sin A$ , а скорость потока в плоскости вращения  $V \cos A$ .

Отношение скорости потока, лежащего в плоскости вращения, к окружной скорости конца лопасти называется коэффициентом, характеризующим режим работы винта:

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

Для горизонтального полета, когда угол атаки несущего винта сравнительно невелик и косинус его близок к единице, можно без большой ошибки принимать за  $\mu$  отношение скорости полета к окружной скорости конца лопасти, т. е.

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

Можно сказать, что величина  $\mu$  выражает степень скоса обдувки винта.  $\mu$  — очень важная характеристика условий работы винта. В аэродинамическом расчете  $\mu$  является основным параметром, относительно которого рассматриваются остальные характеристики. Величина  $\mu$  для несущего винта вертолета изменяется в зависимости от скорости полета. В случае вертикального полета или висения  $\mu = 0$ . В горизонтальном полете на максимальной скорости  $\mu$  может достигать величины  $0,35 \div 0,4$ . Дальнейшее увеличение  $\mu$ , означающее либо увеличение скорости полета, либо уменьшение числа оборотов винта  $n$  вследствие значительной асимметрии обдувки создает неблагоприятные условия для работы

винта. Зона срыва потока становится значительной, вертолет подвергается сильным вибрациям, усложняется управление вертолетом.

Величина  $\mu$  характеризует также величину зоны обратного обтекания лопасти (не с носика, а со стороны хвостика профиля) (рис. 60). На этом рисунке круг с диаметром  $d$  есть та часть площади, ометаемой винтом при вращении, где происходит обратное обтекание лопасти. Этот круг является неэффективной частью упомянутой площади, где не создается подъемной силы. Чем больше скорость полета, тем больше площадь этого круга, а это значит, что с увеличением скорости уменьшается эффективная площадь несущего винта.

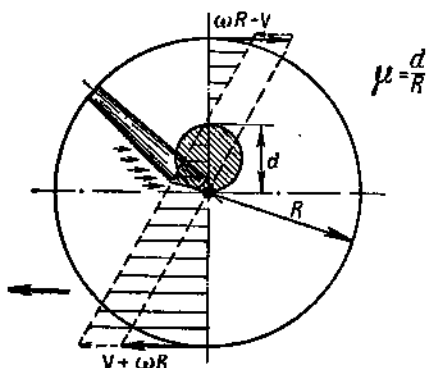


Рис. 60. Распределение скоростей обтекания различных сечений лопасти при косо обдувке несущего винта

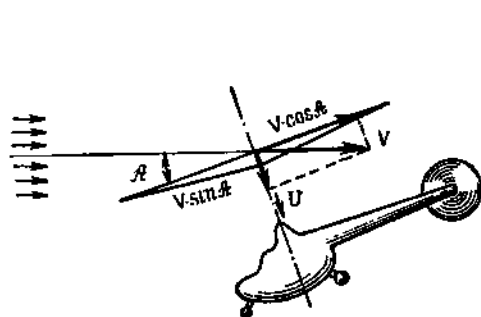


Рис. 61. Сложение индуктивной скорости и осевой составляющей скорости встречного потока

Важной характеристикой режима полета вертолета для аэродинамического расчета несущего винта является коэффициент притекания  $\lambda$ . Коэффициентом притекания называется отношение составляющей скорости потока, направленной по оси несущего винта к окружной скорости на конце лопасти:

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha + u}{\omega R},$$

где  $u$  — средняя индуктивная скорость подсосывания воздуха в плоскости вращения винта (рис. 61).

Коэффициент притекания имеет наибольшее значение на режиме наивыгоднейшей скороподъемности, где  $\lambda \approx 0,2$ . На режиме максимальной скорости  $\lambda = 0,02 \div 0,03$ ; на режиме висения  $\lambda = 0,08 \div 0,1$ .

## 5. ИНДУКТИВНАЯ СКОРОСТЬ ПОТОКА

Индуктивная скорость потока — это скорость движения потока, вызванная взаимодействием вращающегося винта с воздухом.

Вращающийся от двигателя несущий винт сверху подсосывает воздух к плоскости вращения. После прохождения плоскости вра-

нения воздух отбрасывается вниз (рис. 62) и закручивается в сторону вращения несущего винта.

Величина скорости подсосывания и скорости отбрасывания у различных струек воздушного потока, взаимодействующего с винтом, неодинакова. Ближе к оси винта, где окружная скорость невелика, индуктивная скорость имеет меньшую величину, чем во внешней части поверхности, ометаемой несущим винтом при вращении. В зоне оси несущего винта имеется небольшая площадь, где воздух перетекает снизу вверх.

Индуктивная скорость отбрасывания в два раза больше скорости подсосывания, точно так же, как скорость закрутки потока ниже плоскости вращения в два раза больше скорости закручивания потока выше плоскости вращения.

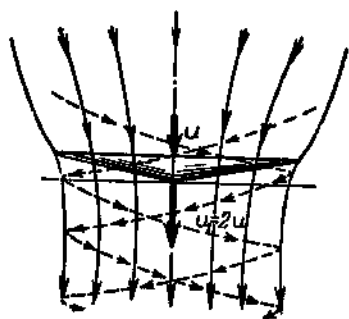


Рис. 62. Индуктивная скорость подсосывания и индуктивная скорость отбрасывания

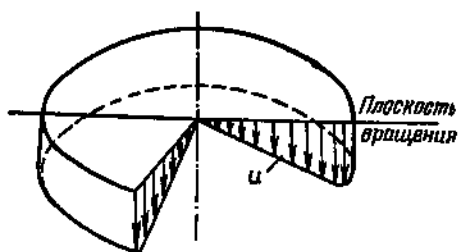


Рис. 63. Распределение индуктивной скорости по поверхности вращения при вертикальном полете

Величина и направление индуктивной скорости, возникающей на каждом элементе лопасти, неодинаковы, и в различных точках поверхности, ометаемой винтом при вращении, зависят от режима полета вертолета и от скорости вращения. На режимах вертикального полета (подъем, спуск или «висение») индуктивная скорость вдоль лопасти распределяется по треугольнику. При этом для всего несущего винта картина распределения индуктивной скорости выглядит так, как это показано на рис. 63.

Индуктивная скорость направлена вниз по оси вращения винта. В горизонтальном полете на скорости, близкой к максимальной, индуктивная скорость распределена очень неравномерно, так как ее величина сильно изменяется не только вдоль лопасти, но и зависит от азимутального положения лопасти (рис. 64).

Характер распределения индуктивной скорости по поверхности, ометаемой несущим винтом при вращении, а также средняя величина ее играют очень большую роль в его работе, равно как и в аэродинамике всего вертолета. Очевидно, чем равномернее индуктивная скорость распределена по поверхности вращения винта, тем более однороден и более устойчив воздушный поток, а следова-

тельно, более устойчив режим работы несущего винта и всего вертолета.

Несмотря на более равномерный характер распределения индуктивной скорости по поверхности, ометаемой винтом при вращении на режиме висения, чем в горизонтальном полете, а также несмотря

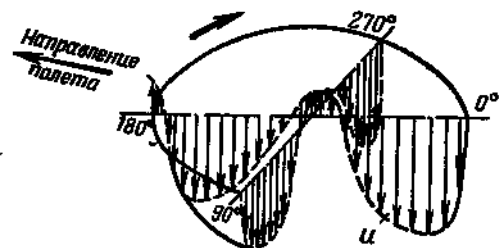


Рис. 64. Распределение индуктивной скорости по поверхности вращения в горизонтальном полете

на то, что средняя величина индуктивной скорости в случае висения  $u_{ср} = 8 \div 15$  м/сек больше, чем в горизонтальном полете, воздушный поток на режиме висения менее устойчив, чем в горизонтальном полете. Это объясняется тем, что воздух подходит к плоскости вращения на режиме висения только за счет подсасывания винтом.

В теории аэродинамического расчета существуют различные способы учета распределения индуктивной скорости по поверхности, ометаемой винтом при вращении.

По Глауэрту средняя индуктивная скорость в полете с поступательной скоростью определяется формулой

$$u_{ср} = \frac{T}{6,28 \cdot R^2 \rho V},$$

- где  $T$  — тяга несущего винта;  
 $R$  — радиус несущего винта;  
 $\rho$  — плотность воздуха;  
 $V$  — скорость полета в м/сек.

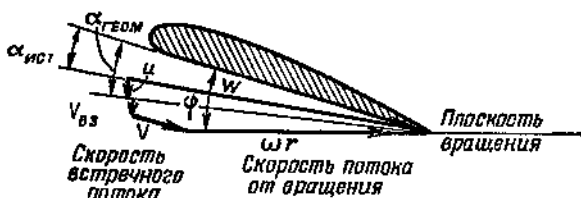


Рис. 65. Угол атаки элемента лопасти

Если допустить довольно грубое приближение, считая, что для режима висения  $V = u$ , т. е. скорость подсосывания потока принять за скорость полета, тогда формулой Глауэрта можно воспользоваться при вычислении индуктивной скорости для режима висения:

$$u_{ср. вис} = \sqrt{\frac{T}{6,28 \cdot R^2 \rho}}.$$

При определении истинных углов атаки различных элементов лопасти учитывается индуктивная скорость потока, которая несколько уменьшает истинные углы атаки сечений лопасти по сравнению с геометрическими углами атаки (рис. 65).

## 6. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ НА НЕСУЩЕМ ВИНТЕ

При рассмотрении маховых движений лопастей несущего винта было установлено, что лопасти винта вращаются не в плоскости, а след вращения их образует поверхность, близкую к поверхности конуса. На режимах вертикального полета ось этого конуса является продолжением оси вала винта и перпендикулярна плоскости вращения втулки винта. Во всех остальных случаях (горизонтальный полет, наклонный набор высоты, планирование) конус вращения лопастей отклонен от оси вращения втулки винта назад по

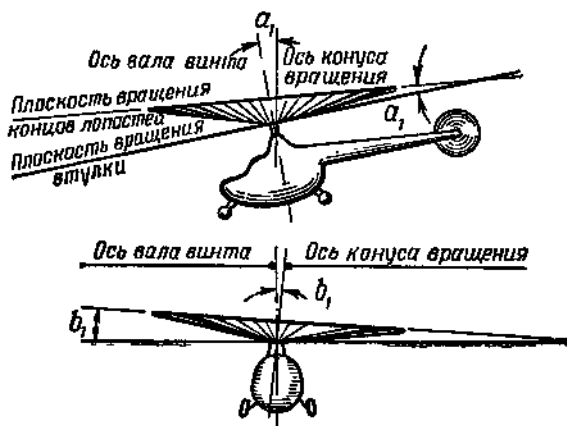


Рис. 66. Наклон конуса вращения несущего винта при кривой обдувке

полету и в сторону — влево или вправо, в зависимости от направления вращения несущего винта за счет маховых движений лопасти. Иными словами, плоскость, проведенная через след движения концов лопастей, не параллельна плоскости вращения втулки винта, а отклонена назад и вбок в сторону идущей вперед лопасти (рис. 66).

Полная аэродинамическая сила направлена вверх по оси отклоненного конуса вращения лопастей.

Подобно тому как в аэродинамике самолета полную аэродинамическую силу, возникающую на крыле, раскладывают на две составляющие: подъемную силу  $Y$  и силу сопротивления  $X$ , в аэродинамике несущего винта полную аэродинамическую силу  $R$  обычно представляют как равнодействующую трех сил: силы тяги  $T$ , направленной по оси втулки несущего винта перпендикулярно плоскости вращения втулки; продольной силы  $H$ , лежащей в плоскости

вращения втулки винта и направленной назад, и боковой силы  $S$ , также лежащей в плоскости вращения втулки винта и направленной вбок (рис. 67). Для режимов висения, вертикального подъема и вертикального снижения сила тяги  $T$  равна подъемной силе несущего винта  $Y$  (см. рис. 98).

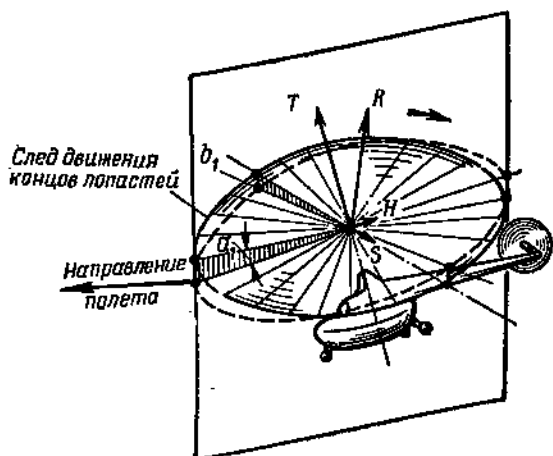


Рис. 67. Тяга, продольная и боковая силы несущего винта при косо́й обдувке

связанные не с воздушным потоком, а с осями самого вертолета, что соответствует разложению полной аэродинамической силы крыла на нормальную и тангенциальную составляющие ( $R_n$  и  $R_t$ ).

Такой выбор осей для разложения результирующей аэродинамической силы несущего винта обоснован необходимостью рассматривать силы относительно плоскости и оси вращения винта. Тяга винта, остающаяся приблизительно равной полной аэродинамической силе винта в любом режиме полета  $T = (0,97 \div 1) R$ , вследствие малости углов  $a_1$  и  $b_1$  сохраняет направление, близкое к противоположному направлению силы веса  $G$ . Это позволяет во многих случаях значительно упростить прикидочные аэродинамические расчеты вертолета.

Тяга  $T$ , продольная сила  $H$  и боковая сила  $S$  являются основными силами, по которым ведется аэродинамический расчет вертолета и расчет его устойчивости.

На рис. 67 показана зависимость продольной и боковой сил от углов завала конуса вращения несущего винта:

$$H = R \sin a_1 \text{ и } S = R \sin b_1.$$

На рис. 68 графически изображено изменение величин  $a_1$  и  $b_1$  с изменением величины коэффициента  $\mu$ .

Из графиков, помещенных на этом рисунке, видно, что с увеличением скорости полета увеличиваются углы наклона несущего винта относительно втулки назад и вбок, вследствие чего увеличиваются также продольная и боковая силы на несущем винте.

Максимальные значения углов  $a_1$  и  $b_1$  очень невелики ( $2-4^\circ$ ), поэтому величина полной аэродинамической силы  $R$  ничтожно мало отличается от величины тяги  $T$ . Это позволяет без большой погрешности считать, что

$$H = T \sin a_1 \text{ и } S = T \sin b_1.$$

Отсюда же можно сделать вывод, что силы  $H$  и  $S$  сравнительно с  $T$  невелики. Максимальная величина продольной силы примерно в 15—20 раз меньше тяги, а максимальная величина боковой силы в 30—35 раз меньше тяги.

Момент от сил лобового сопротивления лопастей, действующий в плоскости вращения винта, является также одной из важнейших силовых характеристик, определяющих режим работы винта. Величина этого момента равна крутящему моменту  $M_{кр}$ , который необходимо передать от двигателя несущему винту для выполнения полета на том или ином режиме.

Необходимо отметить, что в полете на режиме самовращения несущего винта  $M_{кр} = 0$  (подробно см. гл. VI).

В аэродинамических расчетах вертолета величины силовых характеристик несущего винта выражают обычно через соответствующие коэффициенты, относя их к площади несущего винта  $\pi R^2$ , окружной скорости вращения на конце лопасти  $\omega R$  и плотности воздуха  $\rho$ :

$$\text{коэффициент тяги } c_T = \frac{T}{\frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2};$$

$$\text{коэффициент продольной силы } c_H = \frac{H}{\frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2};$$

$$\text{коэффициент боковой силы } c_S = \frac{S}{\frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2};$$

$$\text{коэффициент крутящего момента } m_{кр} = \frac{M_{кр}}{\frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2}.$$

Аналитическое выражение перечисленных выше коэффициентов довольно сложно и для расчета их величин необходимо знать коэффициенты, определяющие режим работы винта  $\mu$ ,  $\lambda$ , а также коэффициенты махового движения  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $b_1$  и ряд других величин, характеризующих данный несущий винт.

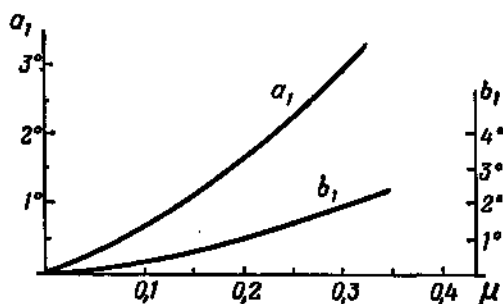


Рис. 68. Изменение коэффициентов махового движения по режимам работы несущего винта

## 7. ПОЛЯРА НЕСУЩЕГО ВИНТА

Точно так же, как и для крыла самолета, можно построить полярю несущего винта вертолета в координатах  $c_y$  и  $c_x$ .

В сравнении с крылом несущий винт имеет ряд принципиальных особенностей, о которых указывалось выше, например: крыло создает подъемную силу самолету, не создавая тяги для поступательного движения; несущий винт вертолета создает подъемную силу

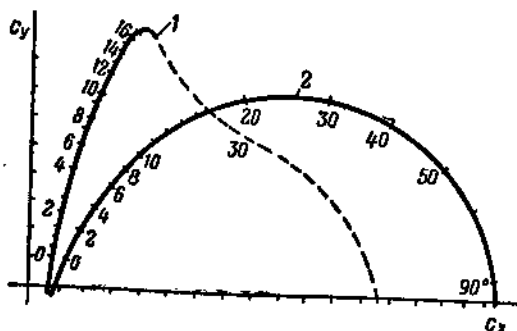


Рис. 69. Поляры несущего винта и крыла самолета, построенные по осям, связанным со встречным потоком:

1 — поляра крыла самолета; 2 — поляра несущего винта на режиме самовращения

и тягу для движения. Поэтому его поляра значительно отличается от поляры крыла самолета и зависит от режима полета.

На рис. 69 изображены поляры крыла самолета и несущего винта, работающего на режиме самовращения, когда несущий винт работает как крыло самолета, создавая лишь подъемную силу.

В отличие от поляры крыла самолета, которая остается одной и той же для любых режимов полета,

для несущего винта поляра изменяется с изменением режима, т. е. с изменением числа оборотов винта или с изменением общего шага. Изменение плотности воздуха с подъемом на высоту также изменяет полярю, так как при этом изменяется либо число оборотов винта, либо общий шаг. Поэтому для аэродинамического расчета вертолета необходимо иметь сетку поляр, где каждая поляра соответствует постоянным значениям характеристики режима полета (т. е. постоянным  $n$  и  $V$ ) и общего шага  $\varphi$ .

Расчет летных характеристик вертолета по полярам винта был изложен Б. Н. Юрьевым в 1939 г. в работе «Исследование летных свойств геликоптеров».

Поляры несущего винта для моторного полета строятся по коэффициентам аэродинамических сил, подобным обычным винтовым коэффициентам тяги винта  $\bar{a}_T$ , но в этом случае силы относятся не к скорости полета  $V$  и площади, ометаемой винтом  $F$ , а к диаметру несущего винта  $D$  и к секунднему числу оборотов  $n$ .

$$\bar{a}_T = \frac{R}{\rho D^4 n^2},$$

где  $R$  — полная аэродинамическая сила несущего винта;

$\rho$  — плотность воздуха;

$D$  — диаметр винта;

$n$  — обороты винта, об/сек.

Если разложить полную аэродинамическую силу несущего винта  $R$ , работающего в косом потоке на подъемную силу  $Y$ , силу по направлению полета  $P$  и боковую силу  $Z$ , действующую в горизонтальной плоскости (рис. 70), то коэффициенты этих аэродинамических сил, необходимые для построения поля, выразятся следующим образом:

$$\begin{aligned} \bar{a}_Y &= \frac{Y}{\rho D^4 n^2}; \\ \bar{a}_P &= \frac{P}{\rho D^4 n^2}; \\ \bar{a}_Z &= \frac{Z}{\rho D^4 n^2}. \end{aligned}$$

Для расчета каждой поляры несущего винта подсчитываются коэффициенты мощности винта  $\beta = \frac{75 \cdot N}{\rho D^5 n^3}$  для различных значений шага  $\varphi$  и винтовой коэффициент скорости  $\lambda_v = \frac{V}{Dn}$ .

Обычный винтовой коэффициент скорости  $\lambda_v$  для режима косо обдувки подобен коэффициенту режима работы несущего винта  $\mu$  и так же, как  $\mu$  характеризует отношение скорости полета к окружной скорости вращения винта.

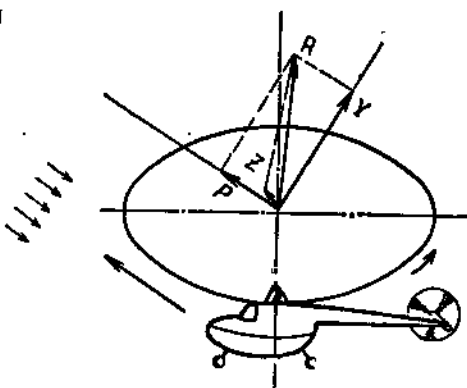


Рис. 70. Составляющие полной аэродинамической силы несущего винта по осям, связанным со встречным потоком

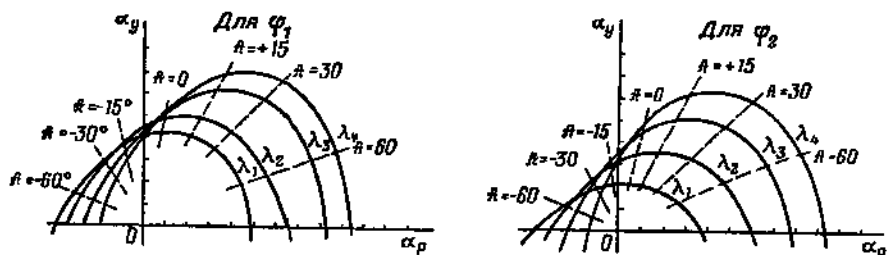


Рис. 71. Поляры несущего винта, построенные по коэффициентам составляющих полной аэродинамической силы его

Для горизонтального полета при косо обдувке винта  $\lambda_v \approx 1,5 \mu$ . Для режима висения  $\lambda_v = \mu = 0$ . Для режимов вертикального и наклонного полетов  $\mu$  и  $\lambda_v$  различны по величине.

В общем случае

$$\mu = \frac{\cos A}{1,57} \lambda_v.$$

Семейство поляр несущего винта имеет вид, изображенный на рис. 71.

Наиболее удобно пользоваться полярной несущего винта, построенной по коэффициенту тяги  $C_T$  и коэффициенту крутящего момента  $m_{кр}$  (рис. 72).

Имея семейство поляр для данного винта при различных  $\varphi$ ,  $\lambda_n$  и построив вспомогательные графики  $a_p$  по  $\lambda_n$ ,  $V$  и  $N_{потр}$  по  $\varphi$ , можно рассчитать летные характеристики вертолета для различных режимов полета.

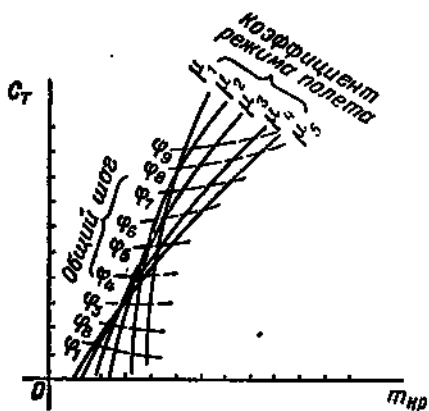


Рис. 72. Поляры несущего винта по коэффициенту тяги и коэффициенту крутящего момента

Аэродинамический расчет вертолета сложнее расчета самолета, так как он требует учета большего числа переменных параметров. Силы и моменты на несущем винте зависят не только от скорости и угла атаки вертолета, но также от угла установки лопастей, числа оборотов несущего винта и от угла наклона автомата перекоса.

Точного метода аэродинамического расчета винта со строгим учетом изменения всех параметров, включая и второстепенные факторы, не существует. Такой расчет был бы очень трудоемким,

так как требовал бы решения многочисленных весьма сложных уравнений. Вместе с тем результаты его не могли бы претендовать на высокую точность из-за невозможности точно учесть все факторы, определяющие аэродинамику несущего винта в каждом отдельном случае.

Существуют упрощенные методы аэродинамического расчета, исключая необходимость построения семейства поляр, что значительно уменьшает трудоемкость расчетов при удовлетворительной точности их результатов.

## 8. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О МЕТОДАХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Задачей аэродинамического расчета является определение основных летных данных вертолета, как то: грузоподъемности, максимальной скорости горизонтального полета, статического потолка, динамического потолка, наибольшей скороподъемности, наибольших дальности и продолжительности полета, скорости снижения и дальности планирования на режиме самовращения несущего винта.

В ходе аэродинамического расчета определяются потребная и располагаемая мощности для того или иного режима полета, необходимые углы установки лопастей, число оборотов несущего винта и потребные отклонения автомата перекоса.

## 9. РАСПОЛАГАЕМАЯ МОЩНОСТЬ

Мощность, полученная на валу двигателя, не может быть целиком использована несущим винтом. В силовой установке вертолета всегда имеется вентилятор, предназначенный для охлаждения двигателя, на вращение которого затрачивается часть мощности. Передача крутящего момента на винт осуществляется через трансмиссию, имеющую редукторы и подшипники, трение в которых также отнимает часть мощности двигателя. И, наконец, для вертолета одновинтовой схемы необходимо часть мощности передать рулевому винту.

Располагаемой мощностью винта называется мощность двигателя, приходящая на втулку несущего винта (за вычетом потерь на охлаждение, на трение, а также мощности, расходуемой на рулевой винт):

$$N_{расп} = N_e - N_{охл} - N_{тр} - N_{р. в.}$$

где  $N_e$  — эффективная мощность двигателя, т. е. мощность на носке коленчатого вала.

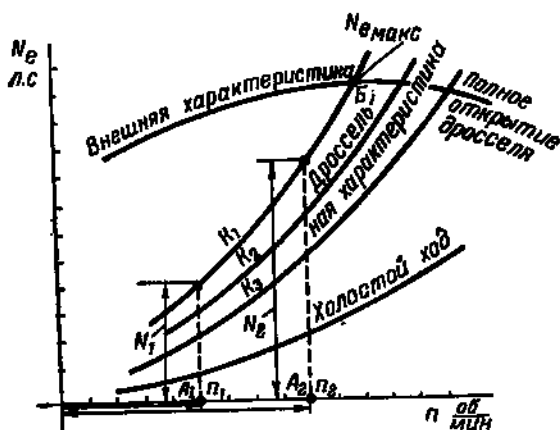


Рис. 78. Дроссельная и внешняя характеристики двигателя

Мощность двигателя, которую он развивает на каком-либо режиме полета, определяется в основном степенью открытия дроссельной заслонки карбюратора; кроме того, она зависит от величины момента сопротивления вращению, т. е. от нагрузки. Соответственно этому различают две характеристики мощности: дроссельную и внешнюю (рис. 73).

Дроссельной характеристикой называется изменение мощности по оборотам с увеличением открытия дроссельной заслонки карбюратора (дросселя).

Нагрузка в виде момента сопротивления в каждом отдельном случае может быть различна. Поэтому для различных нагрузок

можно построить сетку дроссельных характеристик. Частным случаем дроссельной характеристики является характеристика холостого хода двигателя.

Дроссельная характеристика мощности — это кубическая парабола:

$$N = kn^3,$$

где  $k$  — постоянный коэффициент, величина которого соответствует данной внешней нагрузке.

Для дроссельной характеристики с  $k_1$  при различных положениях дросселя  $A_1$  и  $A_2$  получим соответственно различные значения оборотов  $n_1$  и  $n_2$  и мощности  $N_1$  и  $N_2$ .

Соотношение величин мощности выражается формулой

$$\frac{N_1}{N_2} = \frac{n_1^3}{n_2^3}.$$

Внешней характеристикой мощности двигателя называется изменение ее по числу оборотов с изменением нагрузки, прикладываемой к валу двигателя при полном открытии дросселя.

Иначе говоря, внешняя характеристика мощности двигателя показывает, какую наибольшую мощность может отдать двигатель при различных числах его оборотов. Если при полном открытии дросселя увеличивать или уменьшать момент сопротивления, то соответственно с этим будет изменяться и число оборотов двигателя. Например, если при мощности двигателя, соответствующей точке  $B$  на дроссельной характеристике, увеличивать момент сопротивления, то число оборотов будет уменьшаться (рис. 73).

Одновременно с этим будет уменьшаться и величина мощности, и может наступить такой момент, когда двигатель прекратит вращение, т. е. «захлебнется». Если же, наоборот, уменьшать нагрузку, то число оборотов двигателя будет возрастать и может превысить предельно допустимое значение, т. е. произойдет «раскрутка» двигателя. При этом величина мощности также будет уменьшаться вследствие уменьшения величины момента сопротивления, а значит, и крутящего момента двигателя.

Максимальная мощность двигателя получается в точке  $B$  перегиба внешней характеристики при числе оборотов, на которое и рассчитан двигатель.

Мощность, снимаемая на валу двигателя, может быть подсчитана по формуле

$$N = \frac{Mn}{716,2} \text{ л. с.}$$

Из графиков внешней и дроссельной характеристик двигателя видно, что каждой дроссельной характеристике соответствует определенное значение мощности по внешней характеристике, получаемое при определенном значении числа оборотов.

Дроссельной и внешней характеристикам мощности соответствуют характеристики удельных расходов топлива:  $Se_{др}$  и  $Se$  (рис. 74). Удельный расход топлива — это количество топлива в килограммах или граммах, затрачиваемое на 1 л. с. в течение одного часа работы.

**Номинальной мощностью** двигателя является такая его наибольшая мощность, при которой двигатель может работать длительное время. Номинальная мощность двигателя является его основной характеристикой.

Наибольшая мощность, получаемая при полном открытии дросселя, которая допускается для двигателя лишь на короткое время (3—5 мин.), называется максимальной или взлетной мощностью.

В зависимости от атмосферных условий, при которых производится полет (различная высота полета, различная температура воздушной среды летом и зимой), номинальная мощность будет несколько изменяться. Небольшое увеличение мощности двигателя происходит при возрастании скорости полета, когда за счет скоростного напора воздуха, подаваемого во всасывающий патрубок двигателя, улучшается наполнение цилиндров смесью. Это может быть в том случае, когда вход во всасывающий патрубок расположен против встречного потока.

Так как плотность воздуха с возрастанием высоты полета падает вследствие уменьшения атмосферного давления, то уменьшается и весовой заряд воздуха, поступающего в цилиндры двигателя. Это приводит к тому, что по мере набора высоты вертолета с невысоким двигателем мощность последнего уменьшается.

У двигателей с нагнетателем искусственно поддерживается постоянное давление до так называемой границы высотности, вследствие чего весовой заряд поступающего в цилиндры воздуха поддерживается приблизительно постоянным. Вместе с тем уменьшение атмосферного давления с возрастанием высоты приводит к уменьшению сопротивления выхлопным газам, выбрасываемым из выхлопных патрубков двигателя. В результате мощность высотного двигателя с увеличением высоты полета увеличивается. Выше границы высотности нагнетатель двигателя уже не может поддерживать постоянного давления, вследствие чего мощность высотного

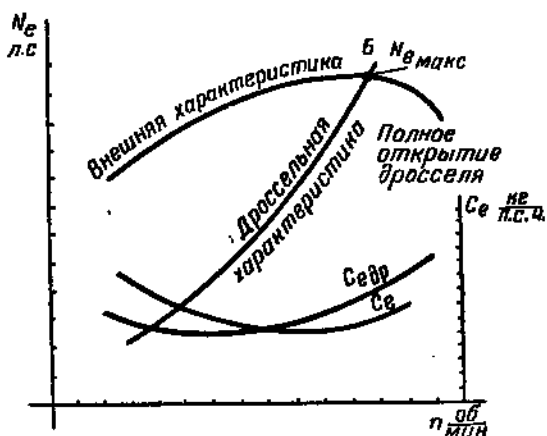


Рис. 74. Характеристики удельных расходов топлива по внешней и дроссельной характеристикам двигателя

двигателя начинает уменьшаться так же, как и мощность невысокого двигателя (рис. 75).

Номинальная мощность двигателя используется в полете сравнительно редко. В большинстве случаев вертолет летает, используя мощность двигателя ниже номинальной (в большинстве случаев  $0,75 N_{ном}$ ).

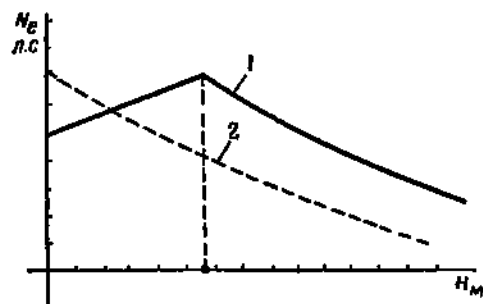


Рис. 75. Характеристики изменения номинальной мощности двигателя по высоте полета:

1 — высотный двигатель с высотателем; 2 — невысокий двигатель

О величине мощности, расходуемой двигателем в полете, всегда можно судить по показаниям приборов: числа оборотов двигателя — по указателю (тахометру) и надува двигателя — по мановакуумметру.

Для каждого двигателя может быть построена зависимость мощности от числа оборотов и надува (рис. 76).

Мощность, расходуемая на вентилятор,  $N_{охл}$  состав-

ляет 4—6% от всей мощности, снимаемой с коленчатого вала.

$N_{охл}$  зависит от размеров вентилятора, совершенства аэродинамики системы охлаждения, а также от плотности воздуха и от режима работы двигателя (рис. 77).

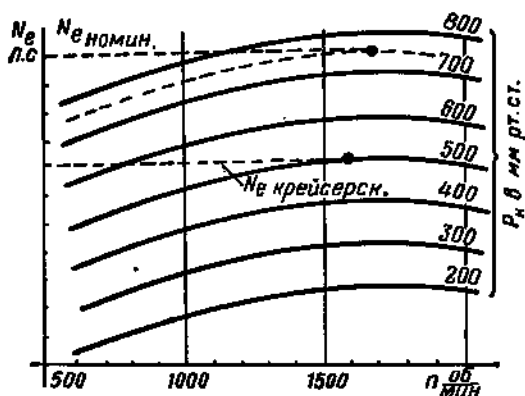


Рис. 76. График зависимости мощности двигателя от числа оборотов и надува

Изменение мощности охлаждения с изменением плотности воздуха может быть выражено следующей формулой:

$$N_{охл} = N_{охл0} \Delta \left( \frac{n}{n_0} \right)^3,$$

где  $N_{\text{охл}}$  — мощность охлаждения на любом режиме работы двигателя;

$N_{0 \text{ охл}}$  — мощность охлаждения при номинальной мощности двигателя;

$\Delta$  — отношение плотностей воздуха  $\frac{\rho_{\text{в}}}{\rho_0}$ ;

$n_0$  — число оборотов вентилятора при номинальном режиме двигателя;

$n$  — число оборотов вентилятора при данном режиме работы двигателя.

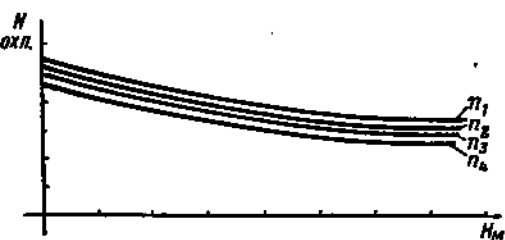


Рис. 77. Изменение мощности, потребной для охлаждения, с изменением высоты полета

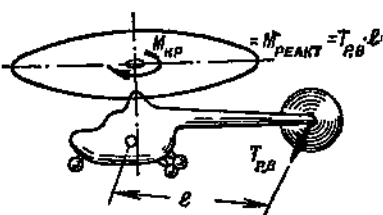


Рис. 78. Момент от тяги рулевого винта

**Потери мощности на трение в редукторах и трансмиссии.** Передача мощности от двигателя к несущему и рулевому винтам осуществляется посредством трансмиссии, имеющей обычно несколько редукторов. На трение в зубьях шестерен и в подшипниках затрачивается часть мощности двигателя, величина которой зависит от

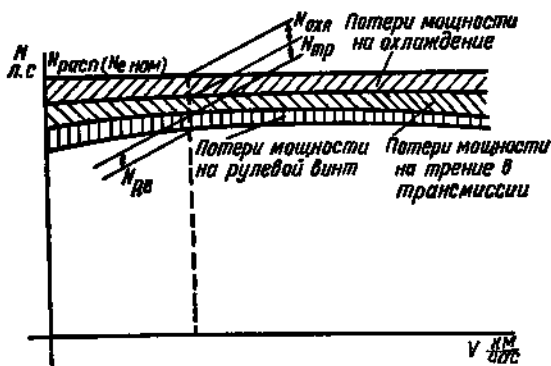


Рис. 79. Составные части располагаемой мощности и потерь и изменение их с изменением скорости горизонтального полета

количества пар зубчатых шестерен, смазки, точности и тщательности обработки зубьев шестерен. Трение в подшипниках трансмиссии обычно очень невелико благодаря применению шариковых и роликовых подшипников.

Потери на трение в шестернях учитываются коэффициентом полезного действия зубчатой передачи  $\eta$ .

В среднем к. п. д. зубчатой пары  $\eta = 0,98$ . Во всей трансмиссии потери на трение составляют в среднем 5—7% от мощности двигателя.

Мощность, расходуемая на рулевой винт в установившемся полете, определяется величиной реактивного момента от несущего винта (рис. 78). Чем больше мощность на несущем винте, тем большую тягу должен развивать рулевой винт. Мощность, расходуемая на рулевой винт, составляет не более 6—8% от мощности двигателя. Изменение составных частей полной мощности двигателя с изменением скорости горизонтального полета вертолета изображено графически на рис. 79.

## 10. ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ

Потребная мощность — это мощность, необходимая для того, чтобы вертолет мог совершать тот или иной вид полета, преодолевая силу земного притяжения (вес вертолета) и силы воздушного сопротивления. Мощность, потребная для полета вертолета (рис. 80), складывается:

— из мощности движения  $N_{\text{движ}}$ , идущей на преодоление воздушного сопротивления аппарата  $X_{\text{вр}}$  при его движении;

— из индуктивной мощности  $N_{\text{инд}}$ , расходуемой на отбрасывание воздуха, т. е. мощности, непосредственно необходимой для создания тяги несущего винта  $T$ ;

— из мощности профильного сопротивления  $N_{\text{проф}}$ , необходимой для рассекания воздуха и для преодоления трения лопастей о воздух при их вращении.

Таким образом, для полета вертолета требуется мощность

$$N_{\text{потр}} = N_{\text{движ}} + N_{\text{инд}} + N_{\text{проф}}$$

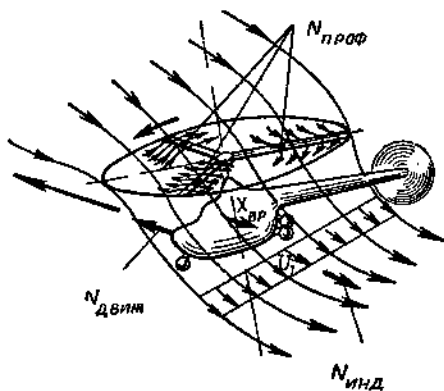


Рис. 80. Распределение потребной мощности вертолета

**Мощность движения.** При установившемся режиме полета, т. е. в случае равномерного движения с постоянной скоростью, мощность, потребная для движения, выражается как произведение силы сопротивления на скорость, т. е.

$$N_{\text{движ}} = \frac{X_{\text{вр}} V}{75} \text{ л. с.},$$

где  $X_{\text{вр}}$  — сопротивление фюзеляжа и других несущих частей, находящихся в потоке;  
 $V$  — скорость полета.

С изменением скорости и высоты полета  $N_{\text{движ}}$  изменяется, как это показано на рис. 81.

Индуктивная мощность может быть выражена как произведение тяги несущего винта  $T$  на среднюю индуктивную скорость потока за винтом

$$N_{\text{инд}} = \frac{T u_{\text{ср}}}{75} \text{ л. с.}$$

Она уменьшается с увеличением скорости полета (рис. 82) вследствие уменьшения  $u_{\text{ср}}$  (см. гл. I).

**Мощность профильно-го сопротивления.** Профильное сопротивление лопастей при вращении винта неодинаково в разных азимутах. С увеличением

скорости полета, когда скорость обтекания лопасти, идущей вперед, возрастает, а скорость обтекания лопасти, идущей назад, уменьшается (рис. 83), среднее профильное сопротивление возрастает. Это происходит потому, что профильное сопротивление  $X_{\text{проф}}$  зависит от скорости обтекания примерно во второй степени и, следовательно, прирост  $X_{\text{проф}}$  в зоне сложения скорости вращения и скорости полета больше, чем уменьшение  $X_{\text{проф}}$  в зоне разности этих скоростей.

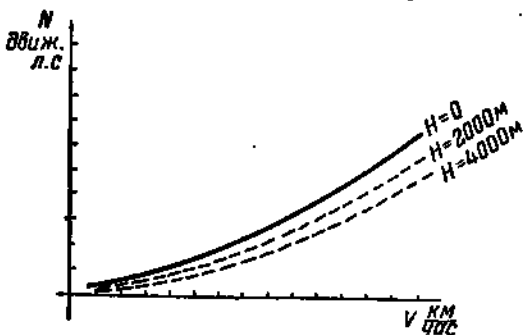


Рис. 81. Изменение  $N_{\text{движ}}$  с изменением скорости и высоты полета

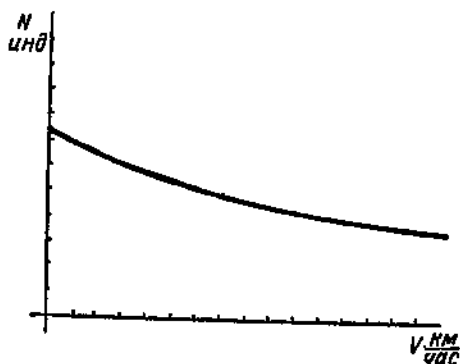


Рис. 82. Изменение индуктивной мощности с изменением скорости полета

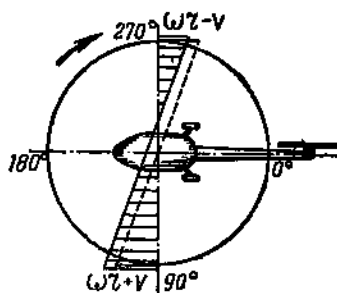


Рис. 83. Скорости обтекания лопасти при косо́й обдувке

В самом деле, если на режиме висения профильное сопротивление лопасти  $X_{\text{проф}}$  одинаково в любом азимутальном положении и равно 100 кг при окружной скорости 100 м/сек в сечении 0,7 R, то в горизонтальном полете при скорости 50 м/сек мы будем иметь переменное по азимуту профильное сопротивление.

Рассмотрим примеры:

Азимут  $\psi = 90^\circ$

Азимут  $\psi = 270^\circ$

### 1. Горизонтальный полет, $V = 50$ м/сек

$$W = (\omega r_{0,7} + V) = 100 + 50 = 150 \text{ м/сек}$$

$$(\omega r_{0,7} + V)^2 = 22\,500$$

$$X_{\text{проф}} = k(\omega r + V)^2$$

$$W = (\omega r_{0,7} - V) = 100 - 50 = 50 \text{ м/сек}$$

$$(\omega r_{0,7} - V)^2 = 2\,500$$

$$X_{\text{проф}} = k(\omega r - V)^2$$

Предположим, что  $k = \frac{1}{100}$ , тогда

$$X_{\text{проф}} = \frac{1}{100} \cdot 22\,500 = 225 \text{ кг}$$

$$X_{\text{проф}} = \frac{1}{100} \cdot 2\,500 = 25 \text{ кг}$$

$$X_{\text{проф. ср}} = \frac{X_{\text{проф. } 90^\circ} + X_{\text{проф. } 270^\circ}}{2} = \frac{225 + 25}{2} = 125 \text{ кг}$$

### 2. Висение

$$W = \omega r_{0,7} = 100 \text{ м/сек}$$

$$X_{\text{проф}} = k(\omega r_{0,7})^2 = 100 \text{ кг}$$

$$W = \omega r_{0,7} = 100 \text{ м/сек}$$

$$X_{\text{проф}} = k(\omega r_{0,7})^2 = 100 \text{ кг}$$

$$X_{\text{проф. ср. вис}} = 100 \text{ кг}$$

$$X_{\text{проф. ср. г. п}} = 125 \text{ кг}$$

Из разобранного числового примера видно, что с увеличением скорости полета возрастает профильное сопротивление и, следовательно, момент от него на валу винта.

Это значит, что

$$N_{\text{проф}} = \frac{M_{X_{\text{проф. ср.}}}}{75} \cdot 6,28 \cdot n^1 \text{ л. с.}$$

увеличивается с ростом скорости полета.

Как видно из рис. 84, мощность, расходуемая на профильное сопротивление, в значительной степени зависит от скорости вращения винта: чем больше число оборотов винта, тем больше  $N_{\text{проф}}$ .

График, изображенный на рис. 85, показывает изменение составных частей располагаемой и потребной мощностей с изменением скорости полета.

Точка А соответствует потребной мощности для режима висения. Основную часть потребной мощности составляет здесь индуктивная мощность.

<sup>1</sup>  $n$  — количество оборотов в секунду.

С увеличением скорости полета от 0 потребная мощность уменьшается за счет уменьшения индуктивной мощности. Мощность движения несколько возрастает.

В точке *Б* потребная мощность имеет наименьшее значение. Режим полета соответствует экономической скорости полета, т. е. скорости, которая обеспечивает наибольшую продолжительность полета. Экономическая скорость  $V_{\text{эконом}}$  приблизительно равна наивыгоднейшей скорости набора высоты, при которой получается наибольшая скороподъемность. На этом режиме вертолет обладает наибольшей экономичностью, т. е. для горизонтального полета затрачивается наименьшая мощность при данной величине тяги. При скорости полета  $V_{\text{эконом}}$  вертолет имеет наибольший запас мощности  $\Delta N$ , который может быть использован для набора высоты.

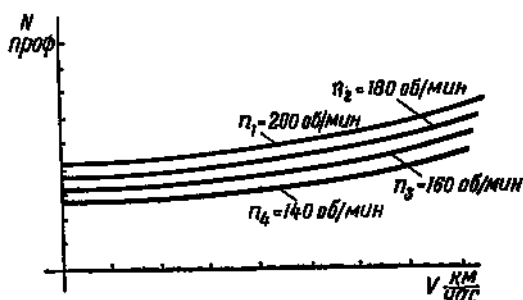


Рис. 84. Изменение мощности, расходуемой на преодоление профильного сопротивления, с увеличением скорости полета

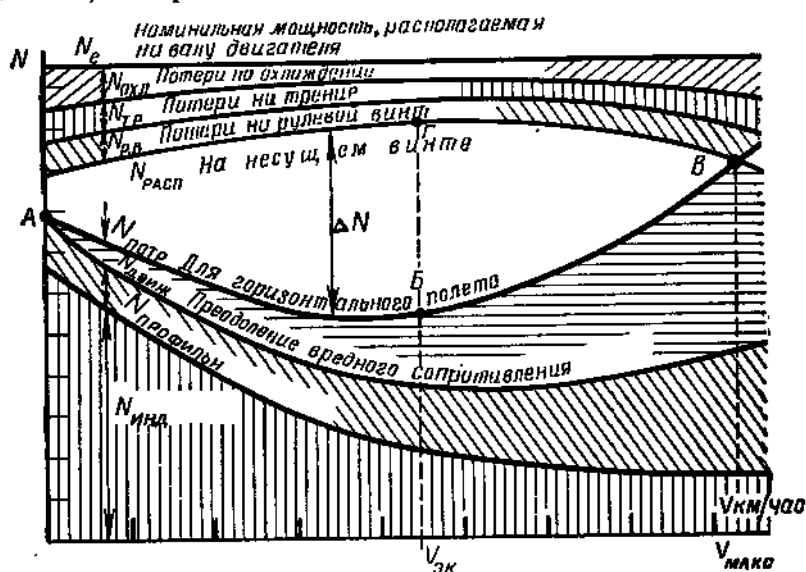


Рис. 85. Располагаемая и потребная мощности при изменении скорости горизонтального полета

Совершенно очевидно, что потребная мощность для набора высоты больше потребной мощности для горизонтального полета на данной скорости. При полете с набором высоты затрачивается до

полнительная мощность на подъем веса вертолета со скоростью набора высоты  $V_y$  м/сек по вертикали.

$$N_{\text{подъема}} = \frac{GV_y}{75}.$$

Кроме того, в этом случае сопротивление фюзеляжа увеличивается дополнительно за счет увеличения проекции площади сечения фюзеляжа на плоскость, перпендикулярную направлению движения (рис. 86). Увеличение сопротивления фюзеляжа также требует увеличения полезной мощности и увеличения тяги винта. Это значит, что должна быть больше и индуктивная мощность, затрачиваемая на отбрасывание воздуха для создания увеличенной тяги винта.

При наборе высоты на режиме максимальной скороподъемности используется вся располагаемая мощность несущего винта (точка Г на рис. 85).

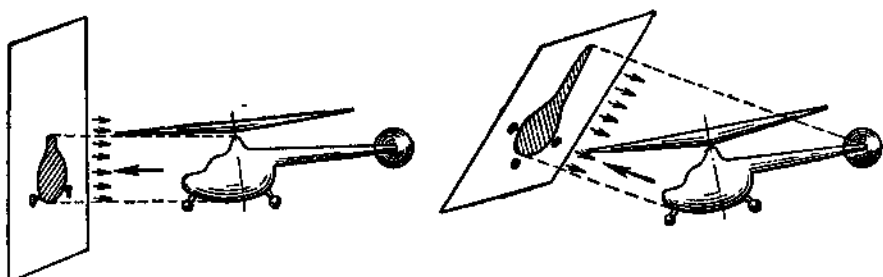


Рис. 86. Лобовая площадь несущих частей вертолета в горизонтальном и наклонном полете

Точка В соответствует режиму полета на максимальной скорости горизонтального полета. На этом режиме сумма мощности движения и мощности на преодоление профильного сопротивления намного больше индуктивной мощности. Располагаемая мощность здесь использована полностью. Набор высоты на этой скорости возможен только лишь при увеличении мощности двигателя за счет форсажа.

## II. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТОВ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ РАСПОЛОЖЕНИЯ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Все изложенное во II главе в полной мере относится к вертолетам одновинтовой схемы Б. Н. Юрьева.

Для двухвинтового вертолета с поперечным расположением несущих винтов без перекрытия ометаемых площадей все сказанное в основном также справедливо, так как каждый винт работает в условиях, когда взаимное влияние винтов ничтожно мало. Отсутствие рулевого винта несколько повышает к. п. д. «несущей системы», так как исключаются потери мощности на рулевой винт.

Для всех вертолетов других схем, имеющих более одного винта, необходимо учитывать взаимное влияние одного винта на другой.

Как было показано раньше, воздушный поток, уходящий от винта, отличается от воздушного потока, набегающего на винт. За несущим винтом поток обладает большей скоростью, чем перед ним; он закручен, скошен и вследствие неравномерного распределения индуктивных скоростей, а также вследствие трения о лопасти в значительной части завихрен.

Этот поток, целиком или частично попадая на диск вращения другого винта, усложняет и ухудшает условия его работы, в результате чего коэффициент полезного действия этого винта будет ниже к. п. д. изолированного винта.

---

## ГЛАВА III

### РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

#### 1. УСТАНОВИВШИЙСЯ И ПЕРЕХОДНЫЙ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Режим полета вертолета может быть **установившимся**, когда полет совершается с постоянной скоростью, и **переходным** (неустановившимся), когда скорость полета непрерывно изменяется. Установившимися режимами могут быть горизонтальный, вертикальный, наклонный полет с набором высоты или планирование. В установившемся полете силы и моменты от сил находятся в равновесии, движение равномерное и ускорения, следовательно, отсутствуют.

Переходными режимами могут быть: взлет, посадка, переход с висения в набор высоты, переход с набора высоты на горизонтальный полет, горизонтальный полет с нарастанием скорости, переход на планирование и др. Во всех этих случаях скорость полета непостоянна, движение совершается ускоренно или замедленно вследствие возникающих сил, действующих на вертолет в различных направлениях.

Переходные режимы сложнее установившихся. Изучение их требует учета очень многих факторов и сопряжено со сложным математическим анализом.

В настоящей главе рассматриваются установившиеся режимы полета, как то: висения, вертикального набора высоты и вертикального снижения.

#### 2. РЕЖИМ ВИСЕНИЯ

Способность вертолета держаться в воздухе на одном месте, т. е. висеть, является одной из важнейших отличительных особенностей летательных аппаратов этого типа.

Режим висения может быть использован при выгрузке или погрузке грузов в тех случаях, когда приземлиться не представляется возможным (например: висение над водой, болотом, кустарником, неровной или наклонной поверхностью земли) или при необходимости вести какие-либо наблюдения с воздуха, находясь на одном месте. Кратковременное висение вертолета у земли производится каждый раз перед вертикальной посадкой его или после отрыва от земли.

При рассмотрении режима висения необходимо уяснить физическую картину его аэродинамики и разобрать основные вопросы, определяющие установившийся режим висения, а именно:

1. Какова должна быть тяга несущего винта?

2. Какую мощность надо передать несущему винту для создания необходимой тяги, или, иными словами, какую мощность должен развивать двигатель для преодоления момента от сил сопротивления на лопастях несущего винта?

3. Какие силы действуют на весь вертолет в целом и как достигается балансировка его на режиме висения?

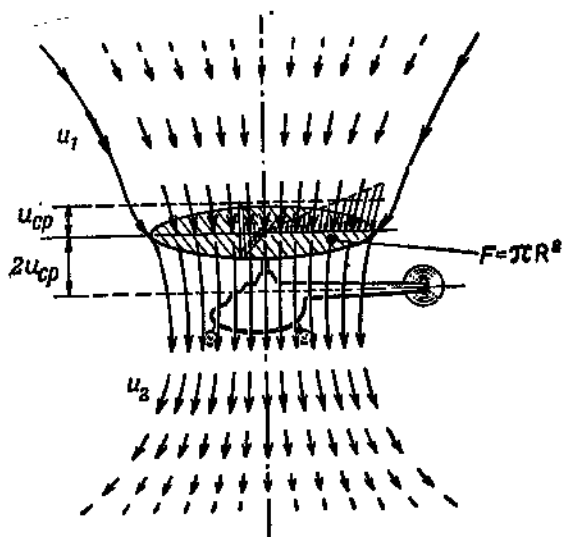


Рис. 87. Воздушный поток при работе несущего винта на режиме висения

При висении вертолета воздушный поток протекает через плоскость вращения воздушного винта только за счет подсоса воздуха вращающимся винтом. Несущий винт в этом случае можно рассматривать как обычный вентилятор. Мощность, которая подводится к несущему винту на режиме висения, расходуется на преодоление профильного сопротивления лопастей при их вращении ( $N_{\text{проф}}$ ) и на отбрасывание воздуха вниз ( $N_{\text{ввл}}$ ), т. е. непосредственно на создание необходимой тяги.

Некоторая часть мощности расходуется на закручивание воздушного потока, т. е. на создание окружной индуктивной скорости, однако в целях упрощения считают, что эта часть мощности входит в индуктивную мощность, потребную для создания вертикального потока.

На рис. 87 показана упрощенная схема воздушного потока, протекающего через винт при висении вертолета.

Воздух, лежащий над плоскостью винта, при вращении последнего подсасывается вниз. Где-то далеко над винтом воздух находится в состоянии покоя, т. е. скорость его движения  $V = 0$ . На некоторой высоте над винтом начинает проявляться влияние подсосывания его винтом. Это влияние все более возрастает по мере уменьшения расстояния до плоскости вращения. В плоскости вращения скорость подсосывания воздуха равна индуктивной скорости  $u_{cp}$  воздушного потока.

При прохождении воздушного потока через плоскость вращения винта в результате взаимодействия с вращающимися лопастями скорость потока резко возрастает. Скорость отбрасывания потока за винтом равна удвоенной скорости подсосывания, т. е.  $u_1 = 2u_{cp}$  (см. рис. 87).

Согласно теореме о количестве движения тяга, создаваемая воздушным винтом, равна секундной массе воздуха ( $\rho F u_{cp}$ ), проходящего через плоскость вращения, умноженной на среднюю скорость отбрасывания этого воздуха ( $2u_{cp}$ ):

$$T = \rho F u_{cp} \cdot 2u_{cp} = 2\rho F u_{cp}^2.$$

Следовательно, средняя скорость отбрасывания воздуха на режиме висения будет равна

$$u_{1cp} = 2u_{cp} = 1,41 \sqrt{\frac{T}{\rho F}} = 1,41 \sqrt{\frac{P}{\rho}},$$

где  $P$  — нагрузка на  $1 \text{ м}^2$  ометаемой площади.

Практически средняя скорость отбрасывания воздуха на режиме висения равна 15—20 м/сек. Максимальная величина ее может достигать 25—30 м/сек.

### 3. УГОЛ АТАКИ СЕЧЕНИЯ ЛОПАСТИ И ТЯГА НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Скорость потока и угол атаки (рис. 88) какого-либо сечения лопасти несущего винта по азимуту при висении сохраняются неизменными.

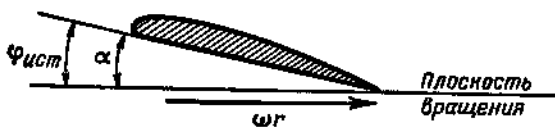


Рис. 88. Угол атаки сечения лопасти

В различных сечениях лопасти будут возникать различные по величине аэродинамические силы. Так как аэродинамические силы всегда пропорциональны величине квадрата скорости  $V^2$ , то в левой части лопасти несущего винта, где скорость обтекания невелика, они будут иметь небольшую величину.

Чем больше удалено сечение от оси вращения, тем больше величины аэродинамических сил, ибо скорость встречи сечения лопасти с воздушным потоком прямо пропорциональна радиусу данного сечения ( $V = \omega r$ ).

На рис. 89 графически изображено распределение величин аэродинамических сил вдоль лопасти по диску вращения несущего винта на режиме висения для прямоугольной в плане незакрученной лопасти.

Для сравнения пунктиром показаны величины подъемных сил элементов лопасти, имеющей отрицательную закрутку, когда  $\alpha$  комля  $>$   $\alpha$  конца, и трапецевидную форму в плане.

Если просуммировать вдоль лопасти все аэродинамические силы, то можно получить величину равнодействующих сил.

Равнодействующие аэродинамических сил элементов лопасти ( $Y_x$  и  $X_x$ ) приложены в сечении, удаленном от оси вращения на расстояние, равное 70—75% радиуса несущего винта  $R$  (рис. 90).

Коэффициенты аэродинамических сил  $c_y$  и  $c_x$  изменяют свою величину для разных сечений вследствие переменного угла атаки вдоль лопасти. При расчетах коэффициент подъемной силы  $c_y$  для упрощения заменяют осредненным значением  $c_{y_0}$ , а подъемную силу считают приложенной в сечении лопасти при  $r = 0,7 R^1$ .

Величина подъемной силы лопасти может быть подсчитана по формуле, подобной формуле подъемной силы крыла:

$$Y_x = \frac{1}{2} \rho c_{y_0} r_{cp} b_{cp} (\omega r)_{cp}^2,$$

где  $(\omega r)_{cp}$  — среднее значение окружной скорости, равное приблизительно  $0,6 \omega R$  ( $\omega R$  — окружная скорость на конце лопасти).

Вертикальная составляющая полной аэродинамической силы лопасти ( $Y_x$ ) для режима висения и есть тяга, создаваемая одной лопастью ( $T_x$ ).

Тяга всего несущего винта равна  $T = T_x z$ , где  $z$  — число лопастей.

<sup>1</sup> Для удобства расчетов принимается, что несущий винт с лопастями произвольной формы, т. е. с произвольным законом распределения величины  $c_y \cdot \frac{b}{R}$ , создает такую же тягу, как какой-то условный несущий винт, имеющий постоянное значение этой величины вдоль лопасти и по азимуту. При этом величина  $c_y \cdot \frac{b}{R}$  второго винта равна величине  $c_y \cdot \frac{b}{R}$  в сечении  $r = 0,7 R$  первого несущего винта;  $c_y$  в сечении  $r = 0,7 R$  принимают за средний коэффициент подъемной силы и обозначают  $c_{y_0}$ , который в полете может иметь значение 0,1—1.

Величина  $c_{y_0}$  для режима висения и для вертикального подъема или снижения является средним значением коэффициента подъемной силы вдоль лопасти в любом азимуте диска вращения несущего винта. Для режимов с косою обдувкой (горизонтальный полет или наклонный полет)  $c_{y_0}$  не является средним значением вдоль лопасти, а выражает среднее значение коэффициента подъемной силы по всему диску вращения винта.

В теории несущего винта принято основные аэродинамические характеристики выражать через скорость вращения конца лопасти и площадь диска вращения несущего винта:

$$T = \frac{1}{2} c_T \rho \pi R^2 (\omega R)^2.$$

Здесь  $c_T$  — коэффициент тяги несущего винта, т. е. величина тяги, отнесенная к окружной скорости конца лопасти  $\omega R$  и площади диска вращения  $\pi R^2$ .

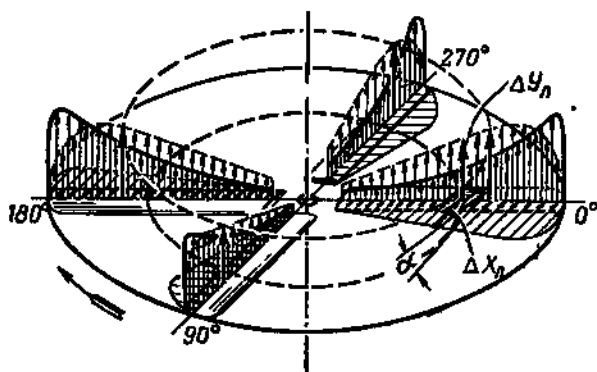


Рис. 88. Распределение элементарных аэродинамических сил по поверхности вращения несущего винта на режиме висения для незакрученной лопасти

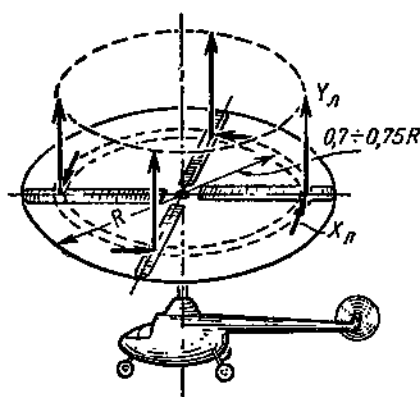


Рис. 90. Равнодействующие элементарных аэродинамических сил в различных азимутах

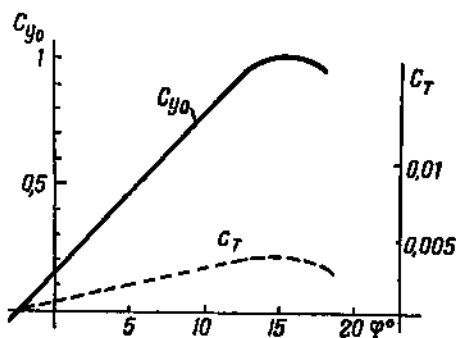


Рис. 91. График зависимости  $c_{y_0}$  и  $c_T$  от величины общего шага  $\varphi$

Коэффициент тяги  $c_T$  может быть выражен через осредненный коэффициент подъемной силы  $c_y$ , следующей формулой:

$$c_T = 0,313 \frac{\bar{F}_y}{F} c_y,$$

где  $F_x$  — площадь всех лопастей;

$F$  — площадь, ометаемая несущим винтом при вращении.

Величина  $c_T$  зависит от установочного угла, т. е. от шага для режима висения, так же, как и  $c_y$  (рис. 91).

При висении тяга  $T$  должна быть равна весу вертолета  $G$ , так как для поддержания вертолета в воздухе необходимо преодолеть лишь одну силу веса:

$$T = G = c_T \cdot \frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega R)^2.$$

Как видно из формулы тяги, величина ее для данного вертолета будет зависеть от коэффициента  $c_T$ , окружной скорости на конце лопасти  $\omega R$  и плотности воздуха  $\rho$ .

Коэффициент тяги  $c_T$  на висении прямо пропорционален значению общего шага  $\varphi$ , окружная скорость  $(\omega R)$  прямо пропорциональна числу оборотов несущего винта  $n$ .

Следовательно, для висения на определенной высоте  $H$  величина тяги будет определяться значением общего шага  $\varphi$  и числом оборотов несущего винта  $n$  об/мин.

Изменение плотности воздуха  $\rho$  (например, при изменении высоты висения или температуры наружного воздуха, или при висении на малой высоте из-за влияния близости земли) влияет на величину тяги несущего винта. С увеличением высоты висения плотность воздуха уменьшается. Поэтому для того, чтобы получить тягу, равную весу вертолета, необходимо либо увеличить шаг, либо увеличить число оборотов. Обычно с увеличением высоты висения увеличивают общий шаг. Для сохранения наивыгоднейшего значения к. п. д. винта было бы целесообразно величину тяги поддерживать постоянной за счет изменения числа оборотов винта, однако эта возможность ограничена условиями работы двигателя. Значительное увеличение числа оборотов опасно для прочности двигателя и приводит к увеличению удельного расхода топлива.

Наиболее экономичным режимом висения является режим с таким значением общего шага  $\varphi$ , который соответствует углу атаки сечения лопасти при наибольшем качестве профиля, т. е. когда отношение подъемной силы к сопротивлению наибольшее.

#### 4. КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ НА НЕСУЩЕМ ВИНТЕ ПРИ ВИСЕНИИ ВЕРТОЛЕТА

Так же как для крыла самолета, где каждому значению подъемной силы соответствует определенное значение силы лобового сопротивления, так и для несущего винта каждому значению тяги соответствуют определенные значения момента от сил лобового сопротивления лопасти. Однако данному значению тяги могут соответствовать различные по величине моменты вследствие того, что система объединенного управления «шаг-газ» позволяет получить необходимую величину тяги при разных значениях общего шага.

Равнодействующая сил сопротивления элементов лопасти  $X_x$  (см. рис. 90) на плече  $r_x$  будет создавать момент сопротивления  $M_{xл}$ .

Если просуммировать моменты от всех лопастей несущего винта (а для режима висения они равны между собой), то получим полный момент на несущем винте от сил сопротивления

$$M_{кр} = M_{xл} z.$$

Для подсчета крутящего момента несущего винта существует формула, подобная формуле тяги несущего винта

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

Таким образом, крутящий момент прямо пропорционален квадрату окружной скорости на конце лопасти, величине ометаемой площади, радиусу несущего винта, плотности воздуха и коэффициенту крутящего момента.

Коэффициент крутящего момента  $m_{кр}$  зависит от коэффициента лобового сопротивления профиля лопасти и, следовательно, от угла атаки лопасти, т. е. от общего шага винта. Чем больше общий шаг, тем больше  $m_{кр}$ , а следовательно, и больше величина потребного крутящего момента  $M_{кр}$ .

$m_{кр}$  так же, как и коэффициент лобового сопротивления  $c_x$ , может быть представлен в виде

$$m_{кр} = m_{крр} + m_{крн},$$

где  $m_{крр}$  — коэффициент крутящего момента, зависящий от профильного сопротивления;

$m_{крн}$  — коэффициент крутящего момента, зависящий от индуктивного сопротивления (рис. 92).

Как видно из рис. 92, с увеличением шага  $\varphi$  возрастание коэффициента крутящего момента  $m_{кр}$  происходит главным образом за счет увеличения индуктивного сопротивления.

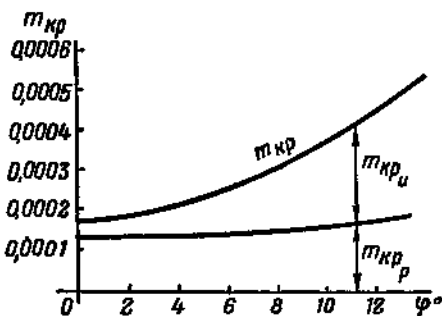


Рис. 92. Составные части коэффициента крутящего момента и изменение их с изменением угла

## 5. ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Величина потребной мощности определяется формулой

$$N_{потр} = \frac{M_{кр} \omega}{75} \text{ л. с.},$$

где  $\omega$  — угловая скорость вращения несущего винта в радианах.

Подставив значение  $M_{кр}$ , получим

$$N_{потр} = \frac{1}{2.75} m_{кр} \rho \pi R^2 (\omega R)^3.$$

Потребная мощность для висения вертолета, у которого несущий винт имеет радиус, равный  $R$ , будет зависеть от угловой скорости вращения  $\omega$  в третьей степени, от плотности воздуха  $\rho$  и коэффициента крутящего момента  $m_{кр}$ .

Угловая скорость  $\omega$  прямо пропорциональна числу оборотов несущего винта  $\omega = \frac{2\pi n}{60}$ , коэффициент крутящего момента  $m_{кр}$  приближенно можно принять прямо пропорциональным шагу винта  $\varphi$ .

Тогда можно считать, что величина потребной мощности пропорциональна величине угла установки лопастей (шага  $\varphi$ ), числу оборотов несущего винта в третьей степени  $n^3$  и плотности воздуха  $\rho$ .

Оценивать влияние какого-либо из перечисленных параметров на величину потребной мощности надо одновременно с анализом влияния этих параметров на величину тяги несущего винта.

Например, уменьшение плотности воздуха  $\rho$  с увеличением высоты висения (рис. 93) должно бы уменьшить потребную мощность. Однако на самом деле потребная мощность увеличивается, так как с уменьшением плотности необходимо увеличивать общий шаг  $\varphi$  либо увеличивать число оборотов несущего винта. Прирост потребной мощности с увеличением шага оказывается больше, чем уменьшение ее за счет уменьшения плотности воздуха. В результате с увеличением высоты висения  $N_{потр}$  возрастает.

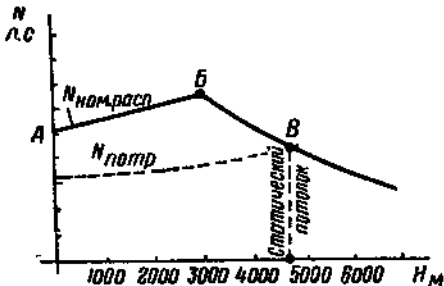


Рис. 94. Изменение  $N_{расп}$  и  $N_{потр}$  при висении вертолета с высотным двигателем на разных высотах

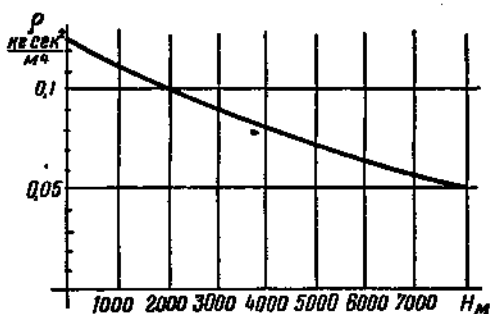


Рис. 93. Изменение плотности воздуха по высоте

На рис. 94 графически изображено изменение по высоте потребной для висения и располагаемой мощностей вертолета, имеющего высотный двигатель с односкоростным центробежным нагнетателем.

Потребная мощность для висения у земли обычно значительно меньше располагаемой мощности, поэтому висение вертолета на высотах от точки А до точки В может произво-

даться при несколько задресселированном двигателе. До расчетной высоты двигателя избыток располагаемой мощности над потребной приблизительно сохраняется постоянным и может даже несколько увеличиваться. После расчетной высоты (точка *Б*) избыток мощности резко уменьшается и при высоте висения  $H_{ст}$  (точка *В*) становится равным нулю.

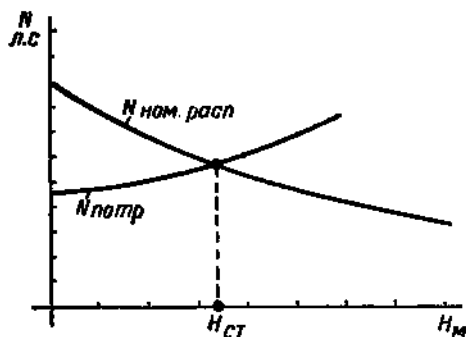


Рис. 95. Изменение  $N_{расп}$  и  $N_{потр}$  при висении вертолета с невысотным двигателем на разных высотах

Это значит, что для висения вертолета на данной высоте необходимо целиком использовать мощность двигателя. Иными словами, высота  $H_{ст}$  является предельной высотой висения вертолета. Она называется статическим потолком вертолета.

Для вертолетов с невысотным двигателем график изменения располагаемой и потребной мощностей изображен на рис. 95.

Для того чтобы вертолет с невысотным двигателем

обладал удовлетворительным статическим потолком, необходим значительный избыток мощности у земли. Установка такого двигателя увеличила бы вес вертолета и уменьшила бы вес полезной нагрузки. Поэтому на вертолетах ставятся высотные двигатели.

При увеличении веса вертолета величина статического потолка снижается. Перегруженный вертолет не способен произвести вертикальный взлет. Но тем не менее он оказывается способным «висеть» у земли на высоте 5—10 м, что объясняется поджатием воздуха в «воздушной подушке». Вертолеты с малым избытком мощности могут после вертикального отрыва от земли совершать наклонный набор высоты вплоть до динамического потолка.

## 6. ЗАВИСИМОСТЬ МОЩНОСТИ, ПОТРЕБНОЙ ДЛЯ ВИСЕНИЯ, ОТ АТМОСФЕРНЫХ УСЛОВИЙ

Изменение плотности воздуха изменяет величины потребной и располагаемой мощностей и летные характеристики вертолета.

Плотность воздуха изменяется не только с изменением высоты, но зависит также и от температуры:

$$\rho_{\Phi} = \rho_0 \left( 0,379 \frac{P_{\Phi}}{T_{\Phi}} \right),$$

где  $\rho_{\Phi}$  — фактическая плотность воздуха в данных конкретных условиях;

$\rho_0$  — плотность воздуха, равная  $0,125 \text{ кг/м}^3$  в стандартных условиях, за которые принимаются: давление воздуха у земли  $p = 760 \text{ мм рт. ст.}$  и температура  $t = +15^{\circ} \text{ C}$  (абсолютная температура  $T = 273^{\circ} + 15^{\circ} = 288^{\circ}$ );

$P_{\phi}$  — фактическое давление воздуха;  
 $T_{\phi}$  — фактическая абсолютная температура воздуха.

Плотность воздуха прямо пропорциональна его давлению и обратно пропорциональна температуре, выраженной в абсолютной шкале. Следовательно, зимой плотность воздуха больше, чем летом, но в обоих случаях она уменьшается с подъемом на высоту.

Зимой за счет увеличения плотности увеличивается весовой заряд воздуха, поступающего в двигатель, т. е. увеличивается мощность двигателя. Одновременно с этим вследствие увеличения плотности воздуха уменьшается потребная мощность для полета вертолета (рис. 96).

В жаркий летний день, когда температура воздуха выше стандартной, плотность его имеет значение ниже стандартного, мощность двигателя уменьшается, потребная мощность увеличивается. Избыток мощности становится небольшим. Поэтому зимой статический потолок вертолета выше, чем летом. Летные характеристики вертолета, в том числе и статический потолок, путем пересчетов приводятся к стандартным условиям, что позволяет оценить их независимо от атмосферных условий, при которых проводится проверка летных данных вертолета в воздухе.

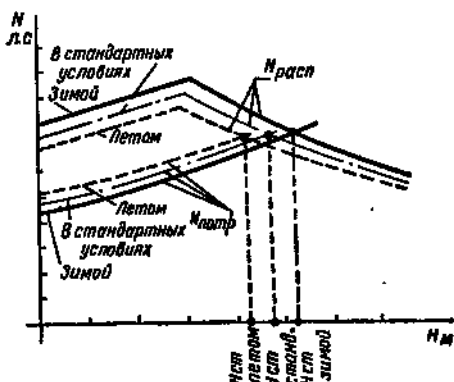


Рис. 96. Изменение  $N_{расп}$  и  $N_{потр}$  при висении вертолета с высотным двигателем на разных высотах летом и зимой

## 7. ВЗЛЕТ И ВЕРТИКАЛЬНЫЙ НАБОР ВЫСОТЫ

Вертикальный подъем и вертикальное снижение являются основными способами взлета и посадки вертолета.

В случае ограниченных площадок для взлета и посадки, окруженных высокими препятствиями (лес, высокие строения, холмы, горы), вертикально производится также набор высоты и снижение.

В обычных условиях набор высоты и снижение целесообразнее производить по наклонной траектории, когда при косой обдувке несущего винта достигаются лучшие летные характеристики (см. рис. 85).

В вертикальном полете вертолета несущий винт работает в условиях обдувки в направлении параллельно оси втулки винта. Следовательно, при взлете воздушный поток набегаёт на плоскость вращения винта сверху (угол атаки  $A = -90^\circ$ ), а при снижении притекает к винту снизу (угол атаки  $A = +90^\circ$ ).

Воздушный поток, обтекающий сечение лопасти при подъеме вертолета, складывается из двух взаимно перпендикулярных потоков: осевого потока за счет движения вертолета вверх и потока в плоскости вращения лопасти (рис. 97). Векторы  $W_1$  и  $W_2$  представляют собой геометрические суммы этих потоков для двух различных сечений лопасти.

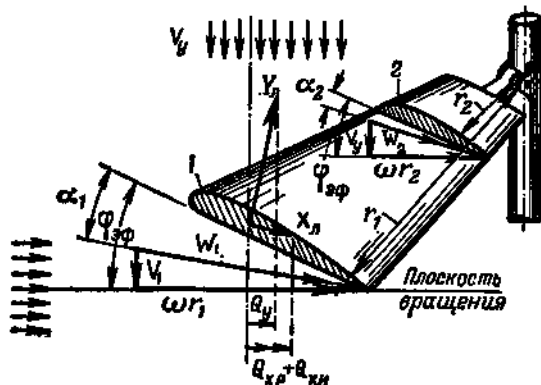


Рис. 97. Углы атаки сечения лопасти при вертикальном наборе высоты

В отличие от режима висения при вертикальном подъеме момент сопротивления вращению возникает не только за счет силы сопротивления  $X$ , но также и за счет проекции подъемной силы на плоскость вращения. Элементарный крутящий момент может быть выражен суммой моментов

$$M_{кр} = M_y + M_{x_p} + M_{x_{ин}}$$

- где  $M_y$  — момент сопротивления вращению за счет проекции подъемной силы  $Y$  на плоскость вращения;  
 $M_{x_p}$  — момент сопротивления вращению за счет проекции силы профильного сопротивления  $X_p$ ;  
 $M_{x_{ин}}$  — момент сопротивления вращению за счет проекции силы индуктивного сопротивления  $X_{ин}$ .

На рис. 97 видно, что при вертикальном подъеме вертолета угол атаки сечения лопасти меньше, чем эффективный угол установки лопасти (эффективный шаг  $\varphi_{эф}$ ). Уменьшение угла атаки за счет вертикального потока, набегающего со скоростью  $V_y$ , тем больше, чем ближе сечение к комлю лопасти. Эффективный шаг лопасти может быть выражен формулой

$$\varphi_{эф} = \left( \alpha + 57,3 \frac{V_y}{\omega r} \right).$$

При взлете вертолета, кроме преодоления веса и вредного сопротивления, сила тяги преодолевает еще силу инерции ( $J$ ), когда вертолету необходимо сообщить ускорение для перехода от состояния покоя в состояние установившегося подъема (рис. 98), и совершает работу подъема.

Увеличение тяги при взлете достигается либо за счет увеличения числа оборотов несущего винта, либо за счет увеличения общего шага, либо одновременно того и другого.

Скорость набора высоты определяется избытком располагаемой мощности  $\Delta N$  над мощностью, потребной для висения (см. рис. 94).

Он может быть представлен как секундная работа тяги винта, затрачиваемая на подъем вертолета

$$\Delta N = \frac{TV_y}{75} \text{ л. с.}$$

Из этой формулы определяется вертикальная скорость набора высоты  $V_y$ .

Набор высоты вертолета с высотным двигателем сопровождается увеличением его располагаемой мощности. Благодаря этому максимальная тяга несущего винта до расчетной высоты двигателя также возрастает. Это в свою очередь дает некоторое увеличение вертикальной скорости при наборе от земли до расчетной высоты (рис. 99).

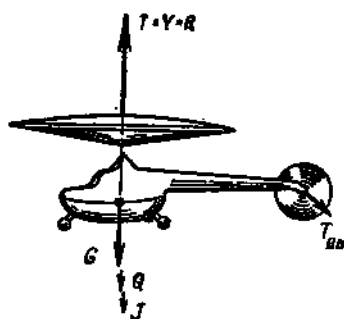


Рис. 98. Силы, действующие на вертолет при вертикальном взлете

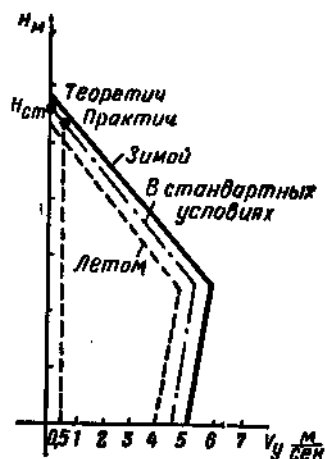


Рис. 99. Изменение вертикальной скорости в зависимости от высоты при вертикальном наборе высоты

После расчетной высоты мощность двигателя падает, а следовательно,  $V_y$  уменьшается. На высоте  $H_{ст}$  вертикальная скорость равна нулю, так как вся мощность двигателя расходуется на поддержание вертолета на этой высоте.

Величина потолка при  $V_y = 0$  называется теоретической. Практическим потолком называется его величина при  $V_y = 0,5 \text{ м/сек.}$

## 8. ВЕРТИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА. РЕЖИМ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА

Вертикальное снижение применяется обычно в тех случаях, когда площадка для посадки ограничена или отсутствуют необходимые подходы к ней. Вертикальное снижение непосредственно у земли является неотъемлемым элементом посадки «по-вертолетному».

Режим вертикального снижения имеет принципиальную особенность, отличающую его от других режимов полета вертолета. Она состоит в том, что при вертикальном снижении наблюдается обратная обдувка винта, когда встречный поток воздуха подходит к плоскости вращения винта не сверху, а снизу.

Когда вертолет снижается вертикально на моторном режиме с небольшой скоростью  $V_y = 3 \div 4$  м/сек, то встречный поток подходит к плоскости вращения винта снизу с той же скоростью. Угол атаки несущего винта в этом случае  $\Lambda = +90^\circ$ .

Несущий винт, приводимый во вращение от двигателя, при снижении подсасывает воздух сверху со скоростью  $u$  и отбрасывает

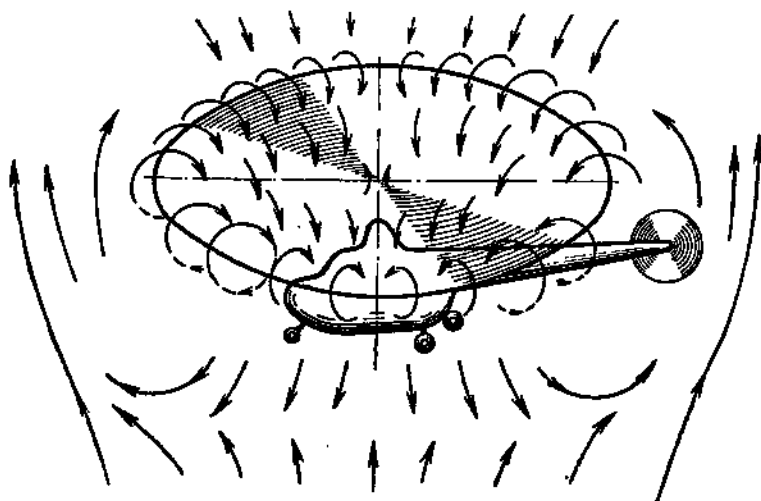


Рис. 100. Схема образования вихревого кольца около несущего винта

его вниз со скоростью  $2u$ . Таким образом, под плоскостью вращения винта два воздушных потока — индуктивный и встречный — движутся навстречу друг другу. При этом происходит образование вихрей, расположенных по окружности несущего винта, а поэтому получивших название вихревого кольца (рис. 100).

При наличии вихревого кольца на режимах вертикального снижения большая часть воздушного потока находится в турбулентном (завихренном) состоянии. Часть мощности двигателя, а также некоторая часть энергии воздуха, протекающего через винт, расходуется на вихреобразование, т. е. не участвует в создании тяги несущего винта, и, следовательно, представляет собой потерю мощности. Режим полета, при котором образуется вихревое кольцо, называется режимом вихревого кольца.

Режим вихревого кольца еще недостаточно исследован экспериментально и теоретически. Физическая картина его еще мало известна, однако практика подтверждает существование его, равно

как и наличие отрицательных особенностей в поведении вертолета, присущих неустойчивому состоянию воздушного потока.

Сущность режима вихревого кольца заключается в следующем.

В момент встречи двух противоположных потоков (индуктивного и встречного) воздух вытесняется наружу радиально и вверх за пределы поверхности, ометаемой несущим винтом при вращении. При дальнейшем снижении вертолета этот объем воздуха, оказавшись выше плоскости вращения винта, снова засасывается внутрь потока, протекающего сверху через винт, и вновь проходит вниз через поверхность, ометаемую несущим винтом при его вращении.

Таким образом, какое-то количество воздуха может циркулировать через винт много раз, образуя при этом кольцо; отсюда и происходит название режима. Если к этому добавить, что центральная часть встречного потока, притекающего к плоскости вращения винта снизу, проходит через ометаемую им поверхность сверху

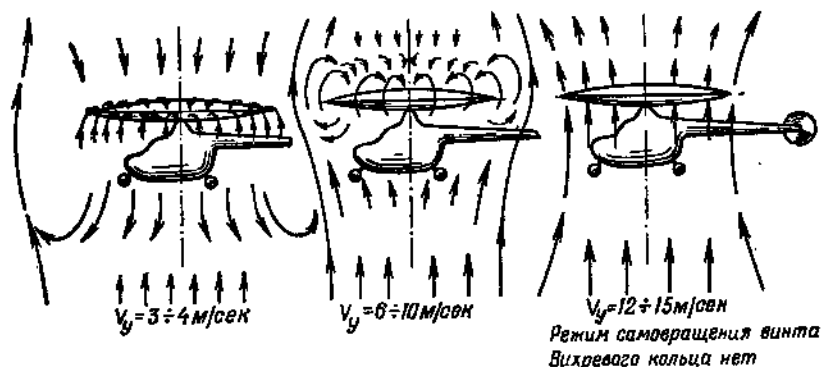


Рис. 101. Физическая картина вихревого кольца при различных скоростях вертикального снижения

вверх, то, очевидно, не должно быть сомнений в наличии сложной системы вихреобразований.

Вихревое кольцо начинает образовываться при малых скоростях моторного снижения ( $1 \div 2$  м/сек) и возрастает по мере увеличения скорости снижения до максимального значения. При дальнейшем убытии газа и уменьшении шага винта отбрасывание воздуха вниз уменьшается. Поэтому уменьшается и вихреобразование, хотя вертикальная скорость снижения растет.

При самовращении несущего винта вихревое кольцо исчезает и воздушный поток целиком протекает через поверхность, ометаемую винтом, снизу вверх.

На рис. 101 схематически изображена физическая картина вихревого кольца при различных скоростях вертикального снижения.

Соотношение скорости осевого потока (т. е. скорости снижения или подъема вертолета по вертикали) и средней скорости индуктивного потока представлено графически (рис. 102).

На этом рисунке показана зависимость индуктивной скорости потока от вертикальной скорости полета для вертолета с нагрузкой, равной  $12 \text{ кг/м}^2$  при стандартных атмосферных условиях.

Величины скоростей  $V_v$  и  $u$  в конкретных условиях для различных вертолетов могут быть различными и определяются в основном нагрузкой на  $1 \text{ м}^2$  ометаемой площади и плотностью воздуха, однако соотношение между этими скоростями, показанное на графике (см. рис. 102), характерно для всех вертолетов.

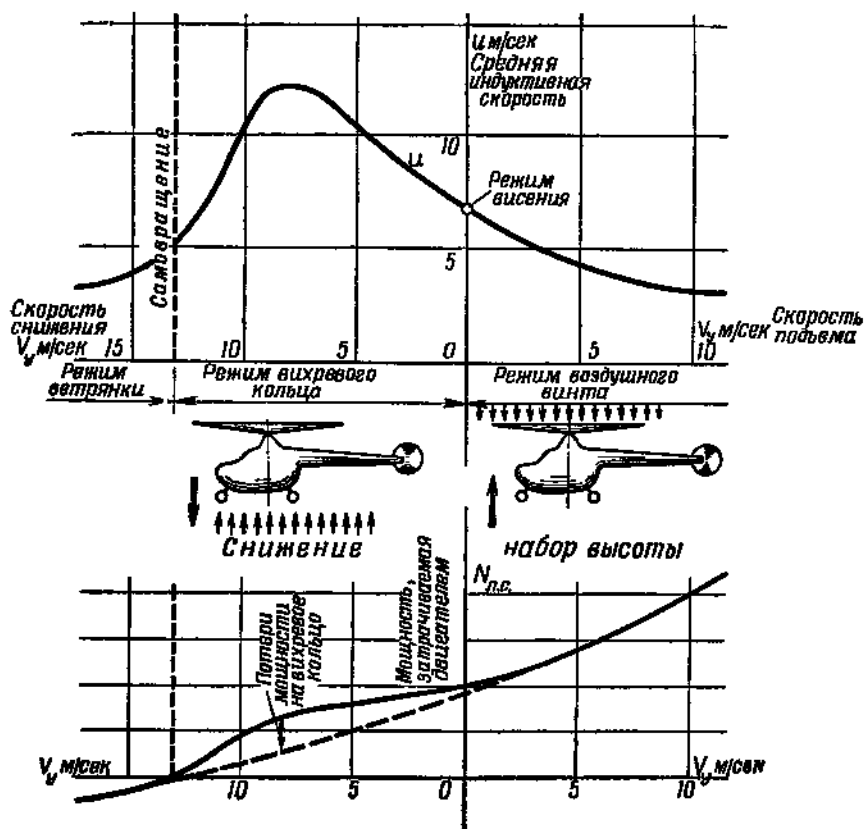


Рис. 102. Зависимость индуктивной скорости от вертикальной скорости полета вертолета

При уменьшении общего шага несущего винта мощность двигателя, передаваемая на несущий винт, уменьшается. При этом вертолет переходит от висения к вертикальному снижению с увеличением скорости снижения.

Для создания тяги винта, равной весу вертолета, в случае установившегося снижения используется не только мощность двигателя, но и энергия воздуха, протекающего через поверхность, ометаемую

винтом. При скорости снижения, соответствующей максимальной циркуляции воздуха в вихревом кольце, потери мощности на вихревое кольцо сильно возрастают. Часть ометаемой площади становится неэффективной и выключается из работы, направленной на создание тяги несущего винта. Вертолет резко увеличивает скорость снижения; вследствие турбулентного состояния потока в вихревом кольце возникает тряска вертолета, ухудшается устойчивость и управляемость.

Рассмотренные особенности режима вихревого кольца показывают, что этот режим является крайне нежелательным и в практике полетов вертолета его необходимо избегать.

По мере дальнейшего увеличения скорости снижения индуктивная скорость резко уменьшается. Циркуляция воздуха в вихревом кольце значительно сокращается, и при полном переходе на режим самовращения несущего винта воздушный поток вновь становится устойчивым. В этом случае несущий винт работает уже как ветряной двигатель и использует энергию воздуха на преодоление работы сил трения в подшипниках и на другую механическую работу, в частности на вращение рулевого винта.

---

## ГЛАВА IV

### ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Режим горизонтального полета является основным режимом вертолета, так как он обычно занимает наибольшую часть времени полета. В горизонтальном полете, как и в наклонном полете, несущий винт работает в условиях косо́й обдувки, когда встречный поток подходит к его оси под острым углом, изменяющимся в зависимости от режима полета в пределах от 0 до 90°. При горизонтальном полете для продвижения вертолета требуется меньшая сила, чем в случае движения с такой же скоростью в вертикальном наборе высоты, потому что здесь фюзеляж обтекается по оси и лобовое сопротивление его уменьшается вследствие уменьшения миделя (см. рис. 86).

Сопротивление несущего винта также уменьшается вследствие перехода его на меньшие углы атаки (см. поляру несущего винта, рис. 69).

#### 1. СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА В ПЛОСКОСТИ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Для анализа работы несущего винта в условиях косо́й обдувки в первую очередь необходимо знать скорости воздушного потока, взаимодействующего с лопастями винта в плоскости его вращения.

В горизонтальном полете плоскость вращения втулки несущего винта вертолета всегда наклонена относительно горизонта вперед вниз (см. рис. 61). Угол атаки винта  $A$  — отрицательный. Величина его тем больше, чем больше скорость полета. Встречный поток подходит к винту со скоростью  $V$  (скорость полета вертолета). Проекция этой скорости на плоскость вращения винта равна  $V \cdot \cos A$ , т. е. по величине меньше скорости встречного потока. Так как углы атаки  $A$  в горизонтальном полете невелики ( $0 \div 15^\circ$ ), а величина косинуса таких углов очень мало отличается от единицы ( $\cos 15^\circ = 0,96$ ), то без большой ошибки можно считать, что в горизонтальном полете величина проекций скорости встречного потока на плоскость вращения равна величине самой скорости  $V$ . Кроме поступательного потока, притекающего к валу со скоростью  $V$ , лопасти несущего винта в плоскости вращения обтекаются воздушным потоком за счет вращения винта. Величина скорости этого потока пере-

менна для различных сечений лопасти и выражается через угловую скорость  $\omega$  и радиус  $r$ , т. е.  $\omega r$ .

В результате геометрического сложения векторов скоростей этих двух потоков получим результирующую скорость, которая будет изменяться для каждого сечения лопасти с изменением ее азимутального положения (рис. 103).

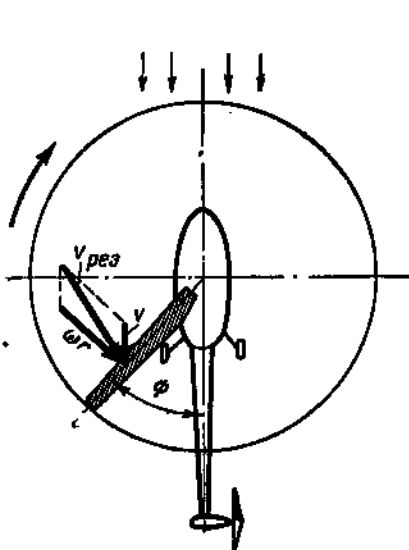


Рис. 103. Вектор результирующей скорости потока, обтекающего сечение лопасти

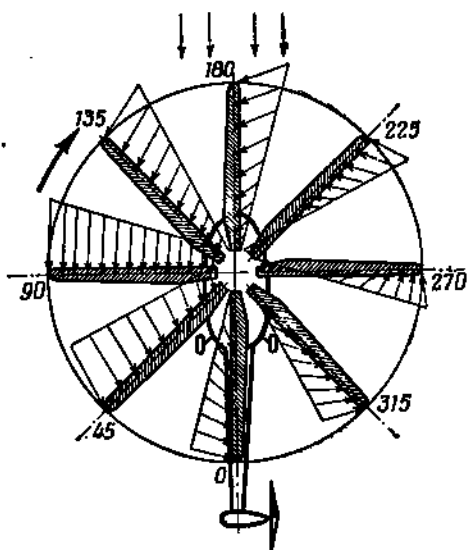


Рис. 104. Диаграмма скоростей потока в сечениях лопасти по поверхности вращения

На рис. 104 показано поле результирующих скоростей воздушного потока лопасти для восьми азимутальных положений при вращении несущего винта, передвигающегося поступательно со скоростью  $V$  в горизонтальном полете вертолета.

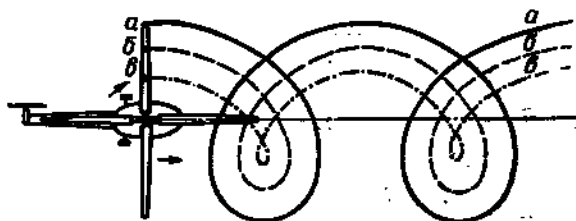


Рис. 105. Траектории различных точек лопасти в горизонтальном полете

Каждое сечение при этом описывает довольно сложную и несимметричную траекторию.

На рис. 105 показаны траектории движения различных точек лопасти в горизонтальном полете.

## 2. УГОЛ АТАКИ СЕЧЕНИЯ ЛОПАСТИ

В главе I, при рассмотрении маховых движений лопасти указывалось, что углы атаки сечений лопасти, шарнирно закрепленной к втулке винта, циклически изменяются по азимуту. Рассмотрим углы атаки сечений лопасти, жестко закрепленной у втулки винта, и сравним их с углами атаки машущей лопасти<sup>1</sup>. Для простоты будем рассматривать лопасти, не имеющие геометрической закрутки. Предположим, что опрокидывающие моменты, возникающие от аэродинамических сил на несущем винте (например, кренящий момент), каким-либо способом уравновешиваются и не вызывают опрокидывания вертолета (рис. 106).

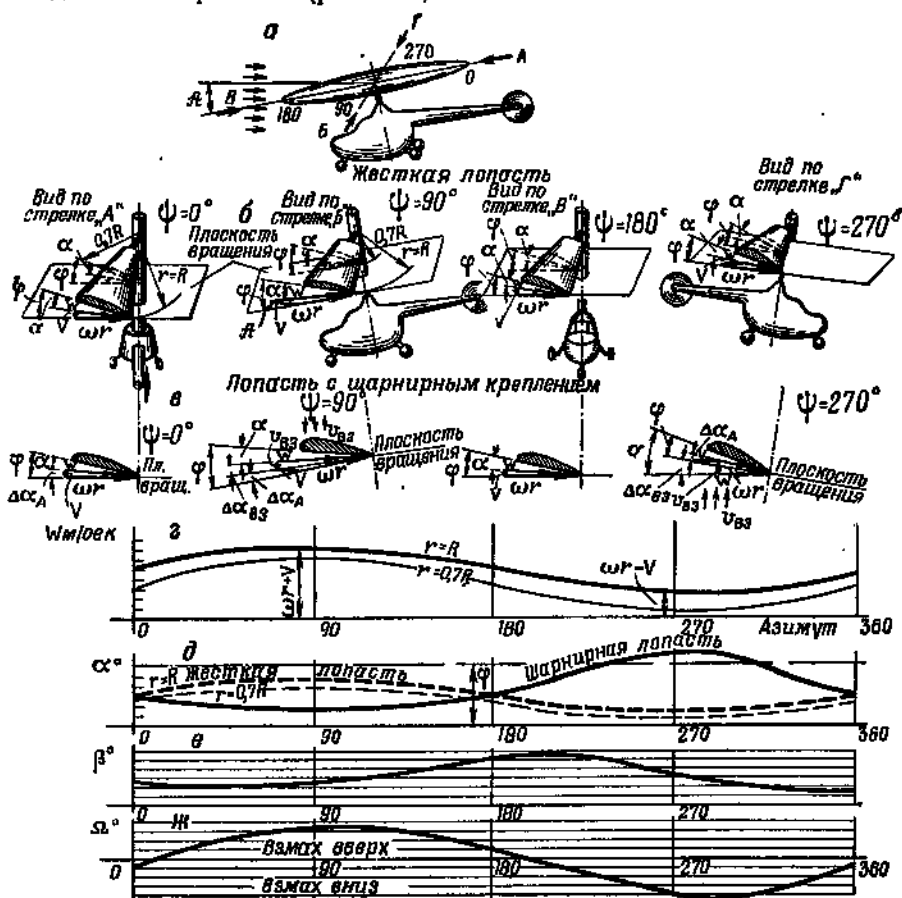


Рис. 106. Скорости воздушного потока, углы атаки, углы взмаха и угловые скорости взмаха  $\psi$  сечений лопасти в различных азимутальных положениях

<sup>1</sup> Анализ работы несущего винта с жестким креплением лопастей, с которым вертолет не может нормально осуществлять горизонтальный или наклонный полет, приведен лишь для того, чтобы легче уяснить работу несущего винта с шарнирным креплением лопастей.

Воздушный поток притекает к плоскости вращения сверху спереди (рис. 106, а). В верхней части рис. 106, б векторами показаны скорости воздушного потока и углы атаки для двух сечений лопасти в четырех азимутальных положениях. Одно сечение взято у конца лопасти, другое сечение ближе к оси вращения несущего винта, на радиусе  $r = 0,7 R$ .

Если смотреть с конца лопасти, то первое азимутальное положение ( $\psi = 0$ ) при полете вперед соответствует виду на вертолет сзади, второе положение ( $\psi = 90^\circ$ ) — виду слева, третье положение ( $\psi = 180^\circ$ ) — виду спереди и четвертое положение ( $\psi = 270^\circ$ ) — виду справа.

Как видно из рис. 104 и 106 в азимуте ( $\psi = 0$ ) результирующая скорость  $W$  по величине почти равна скорости вращательного движения  $\omega r$ .

Вектор скорости  $V$  проектируется в плоскости сечения вертикальным отрезком очень малой величины. Ничтожно мало изменяя величину результирующей скорости в сравнении с окружной, он изменяет направление вектора результирующей скорости так, что угол атаки  $\alpha$  сечения лопасти становится меньше, чем установочный угол лопасти  $\varphi$ .

В азимуте ( $\psi = 90^\circ$ ) результирующая скорость значительно больше окружной скорости, так как скорости потоков от вращения и от поступательного движения направлены в одну сторону. Величина результирующей скорости  $W$  приблизительно равна сумме скоростей  $\omega r$  и  $V$ .

Наряду с этим можно заметить, что вектор результирующей скорости образует с хордой угол атаки  $\alpha$ , меньший, чем установочный угол  $\varphi$ , но больший, чем угол атаки в азимуте  $\psi = 0$ . В азимуте  $\psi = 180^\circ$  картина совершенно аналогична той, которая имеет место в азимуте  $\psi = 0$ .

В азимуте  $\psi = 270^\circ$  величина результирующей скорости меньше окружной скорости, угол атаки имеет минимальное значение.

Можно считать, что величина результирующей скорости  $W$  у сечения составляется двумя частями: постоянной по азимуту части  $\omega r$  и переменной по азимуту  $V \sin \psi$ .

$$W = \omega r + V \sin \psi.$$

В средней части рис. 106, г графически изображено изменение величины результирующей скорости  $W$  по азимуту.

Угол  $\Delta\alpha_A$  (см. рис. 106, в), возникающий вследствие наклона плоскости вращения, т. е. вследствие косо́й обдувки винта, периодически изменяется по азимуту.

Иначе говоря, угол  $\Delta\alpha_A$  обозначает периодически изменяющуюся часть угла атаки сечения лопасти за счет того, что встречный воздушный поток подходит к плоскости вращения не параллельно ей и не по оси винта, а под некоторым острым углом. Эта переменная величина является разностью между установочным углом лопасти и углом атаки.

Действительно, если бы воздушный поток притекал к плоскости вращения по оси винта ( $A = 90^\circ$ ) или параллельно плоскости вращения ( $A = 0$ ), то угол атаки сечения лопасти для любых азимутальных положений оставался бы неизменным.

В течение каждого оборота несущего винта угол  $\Delta\alpha_A$  изменяется следующим образом: при движении лопасти от азимута  $\psi = 0$  к азимуту  $\psi = 90^\circ$   $\Delta\alpha_A$  уменьшается, после азимута  $\psi = 90^\circ$   $\Delta\alpha_A$  возрастает, при  $\psi = 180^\circ$   $\Delta\alpha_A$  имеет такую же величину, как в азимуте  $\psi = 0$ , при дальнейшем движении лопасти от  $\psi = 180^\circ$  к  $\psi = 270^\circ$   $\Delta\alpha_A$  продолжает расти, после азимута  $\psi = 270^\circ$   $\Delta\alpha_A$  убывает так, что в азимуте  $\psi = 0$  возвращается к исходному значению<sup>1</sup>.

Совершенно очевидно, что при увеличении скорости горизонтального полета или при уменьшении скорости вращения винта амплитуды изменений величин результирующей скорости и углов атаки сечения будут возрастать.

При сравнении результирующих скоростей и углов атаки у выбранных нами сечений легко видеть, что на сечении, ближе расположенном к оси вращения ( $r = 0,7 R$ ), относительные изменения скорости и изменения угла атаки по азимуту больше, чем у сечения на конце лопасти.

Рассмотрим угол атаки сечения лопасти, шарнирно закрепленной к втулке посредством горизонтального и вертикального шарниров. Как было показано раньше (см. гл. I), шарнирная подвеска лопастей позволяет им совершать маховые движения вокруг горизонтального шарнира и колебательные движения относительно вертикального шарнира. Это освобождает втулку винта от кренящего момента, возникающего вследствие неравенства скоростей потока в левой и правой половинах поверхности, омегаемой винтом при вращении, и разгружает лопасти от изгибающих моментов. Маховые движения лопастей в свою очередь приводят к периодическим изменениям величины углов атаки сечений по азимуту, перераспределению их так, что уменьшается неравномерность аэродинамических сил на лопасти в различных азимутах.

На рис. 106, *в* показаны скорости и углы атаки сечения машущей лопасти в четырех азимутальных положениях, а на рис. 106, *г*, *д*, *е*, *ж* графически изображены изменения скорости потока, углов взмаха, угловых скоростей взмаха и угла атаки по азимуту<sup>2</sup>.

Изменение величины результирующей скорости потока за счет взмаха очень невелико. Однако при этом довольно существенно изменяется направление результирующей скорости, т. е. изменяются углы атаки сечений лопасти.

<sup>1</sup> Закон изменения  $\Delta\alpha_A$  может быть выражен рядом Фурье:

$$\Delta\alpha_A = \Delta\alpha_0 + a_2 \cos 2\psi + a_4 \cos 4\psi + b_1 \sin \psi + b_3 \sin 3\psi,$$

где  $\Delta\alpha_0$ ,  $a_2$ ,  $a_4$ ,  $b_1$  и  $b_3$  — постоянные величины для данного режима полета, зависящие от режима полета и конструктивных параметров несущего винта и всего вертолета.

<sup>2</sup> Для упрощения анализа индуктивная скорость здесь в расчет не принимается. В действительности же за счет индуктивной скорости истинные углы атаки в любых азимутальных положениях несколько уменьшаются.

Изменение угла атаки сечения лопасти за счет маховых движений будем обозначать через  $\Delta\alpha_{вз}$ . Угол  $\Delta\alpha_{вз}$  периодически изменяется по азимуту и может либо увеличивать угол атаки, либо уменьшать его (см. рис. 106).

Влияние махового движения лопасти на изменение угла атаки значительнее в зоне разности скоростей  $\omega r - V$ , чем в зоне суммы скоростей  $\omega r + V$ . Иначе говоря, величина максимального положительного  $\Delta\alpha_{вз}$  (увеличение угла атаки) больше, чем величина максимального отрицательного  $\Delta\alpha_{вз}$  (уменьшения угла атаки). В последнем случае отношение скорости взмаха к результирующей скорости  $\frac{v_{вз}}{W}$  меньше, чем в зоне разности скоростей ( $\omega r - V \sin \psi$ )

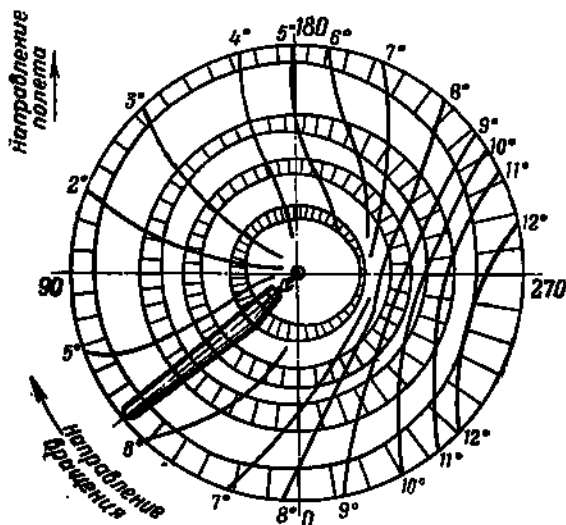


Рис. 107. Распределение углов атаки сечений лопасти по поверхности, ометаемой винтом при вращении в горизонтальном полете

Суммируя все сказанное об углах атаки сечений лопасти в горизонтальном полете, мы должны отметить, что:

1) угол атаки каждого сечения периодически изменяется по азимуту и может быть представлен выражением

$$\alpha = \varphi - \Delta\alpha_A \pm \Delta\alpha_{вз}^1,$$

где  $\Delta\alpha_A$  — периодическое изменение угла атаки сечения по азимуту вследствие косой обдувки;

<sup>1</sup> Если учесть, что в горизонтальном полете эффективный установочный угол лопасти также периодически изменяется за счет наклона автомата перекоса ( $\Delta\varphi_{а.п}$ ) и за счет регулятора взмаха ( $\Delta\varphi_{р.вз}$ ), то формула угла атаки представится так:

$$\alpha = \varphi \pm \Delta\varphi_{а.п} - \Delta\varphi_{р.вз} - \Delta\alpha_A \pm \Delta\alpha_{вз}$$

$\Delta\alpha_{\text{вз}}$  — периодическое изменение угла атаки по азимуту за счет маховых движений лопасти;

2) характер изменения по азимуту  $\Delta\alpha_A$  и  $\Delta\alpha_{\text{вз}}$  различный и противоположный по знаку;

3) угол атаки различных сечений лопасти неодинаков и с различной интенсивностью изменяется по азимуту.

На рис. 107 графически показано распределение величин угла атаки с учетом маховых движений в различных азимутах для четырех различных сечений лопасти:  $r=R$ ;  $r=0,7R$ ;  $r=0,5R$  и  $r=0,3R$ .

### 3. ТЯГА И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ ЛОПАСТИ

Вследствие переменных по азимуту углов атаки сечения лопасти и скоростей обтекания в горизонтальном полете аэродинамические силы на лопасти также изменяются по азимуту. Полная аэродинамическая сила лопасти  $R_x$  по аналогии с полной аэродинамической силой крыла самолета может быть выражена следующей зависимостью:

$$R_x = c_R \alpha_{\text{ср}} \frac{\rho}{2} F_x W_{\text{ср}}^2$$

где  $c_R$  — коэффициент аэродинамической силы;

$\alpha_{\text{ср}}$  — осредненный угол атаки лопасти;

$F_x$  — площадь лопасти;

$W_{\text{ср}}$  — осредненная величина скорости воздушного потока.

Отсюда видно, что аэродинамическая сила прямо пропорциональна углу атаки и второй степени скорости. Здесь имеются в виду осредненные значения угла атаки лопасти ( $\alpha_{\text{ср}}$ ) и скорости потока  $W_{\text{ср}}$  по лопасти, ибо, как известно, и скорость, и угол атаки для различных сечений лопасти неодинаковы.

Рассмотрим составляющие полной аэродинамической силы, направленные параллельно оси винта и параллельно плоскости вращения. Первая составляющая есть не что иное, как тяга одной лопасти, вторая составляющая — сила сопротивления вращению. Так как воздушный поток встречает большую часть лопасти под небольшими углами, а углы установки лопасти  $\varphi$  так же невелики (не более  $12-14^\circ$ ), то без большой ошибки можно считать, что тяга лопасти и подъемная сила по величине одинаковы (рис. 108), т. е.

$$T_x = Y_x = c_{y,\text{ср}} \frac{\rho}{2} F_x W_{\text{ср}}^2 \approx 6 \alpha \frac{\rho}{2} F_x W_{\text{ср}}^2$$

Сила сопротивления вращению  $Q_x$  может существенно отличаться от силы сопротивления  $X_x$ , направленной по потоку. Приближенно можно считать, что  $Q_x$  есть сумма силы сопротивления  $X_x$  и проекции подъемной силы  $Y_x$  на плоскость вращения, т. е.

$$Q_x \approx X_x + Y_x \sin(\varphi - \alpha).$$

В горизонтальном полете  $Q_x$  всегда больше, чем  $X_x$ . При планировании на режиме самовращения  $Q_x = 0$ .

Для машущей лопасти угол  $\varphi - \alpha$  есть не что иное, как сумма углов  $\Delta\alpha_A$  и  $\Delta\alpha_{B3}$  (см. рис. 106, в и 108).

Иными словами, угол  $\varphi - \alpha$  есть отличие угла атаки сечения лопасти от установочного угла за счет кривой обдувки винта и маховых движений лопасти.

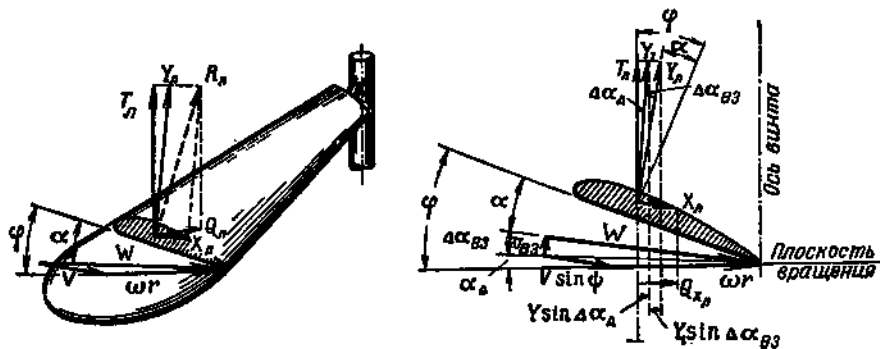


Рис. 108. Аэродинамические силы, действующие на сечение лопасти в плоскости вращения и параллельно оси несущего винта

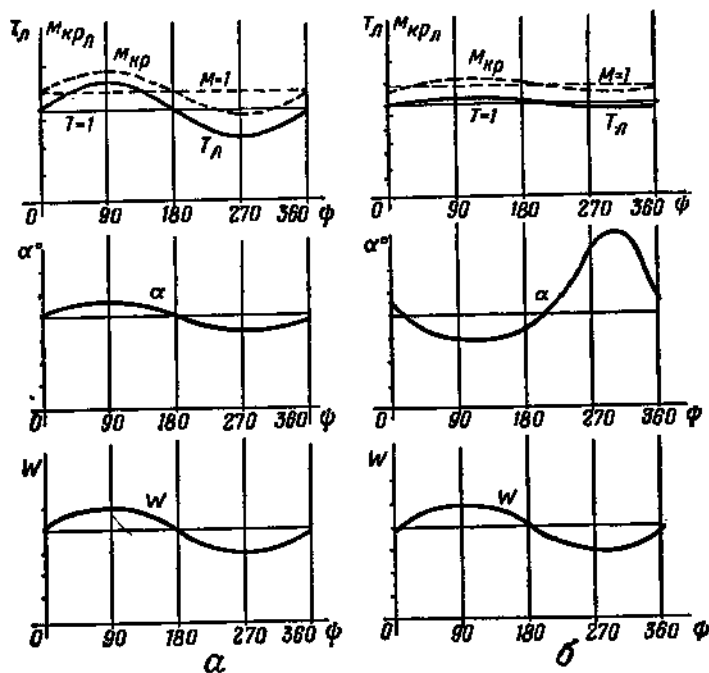


Рис. 109. Изменение тяги, крутящего момента, угла атаки и скорости по азимуту в сечениях лопастей:

а — лопасть жестко закреплена; б — лопасть шарнирно закреплена

На рис. 109 графически изображено относительное изменение тяги, крутящего момента, угла атаки  $\alpha$  и скорости  $W$  одной лопасти по азимуту.

Подытоживая все сказанное об аэродинамических характеристиках лопасти в горизонтальном полете, следует сделать следующие выводы.

1. В отличие от режима вертикального полета (осевая обдувка винта) при горизонтальном или наклонном полете (косая обдувка винта) результирующая скорость воздушного потока, обтекающего лопасть, переменна не только для сечений лопасти, имеющих разное удаление от оси вращения, но также периодически переменна и с изменением азимутального ее положения. Максимальная величина результирующей скорости имеет место в азимуте  $\psi = 90^\circ$ ; минимальная величина — в азимуте  $\psi = 270^\circ$ .

2. При поступательной скорости угол атаки различных сечений лопасти периодически изменяется и с изменением азимутального положения лопасти. Иначе говоря, при косой обдувке угол атаки сечения лопасти переменный не только по длине лопасти, но и по азимуту.

3. Изменение угла атаки сечения лопасти, жестко закрепленной к втулке винта, и лопасти, шарнирно закрепленной к втулке винта, различны. Жестко закрепленная лопасть имеет максимальное значение угла атаки различных сечений в азимуте  $\psi = 90^\circ$  и минимальное значение в азимуте  $\psi = 270^\circ$ . Шарнирно закрепленная лопасть имеет наибольшую величину угла атаки в азимуте  $\psi = 270^\circ$  и наименьшее значение в азимуте  $\psi = 90^\circ$ .

Различие в углах атаки жестко закрепленной и машущей лопасти обуславливается маховыми движениями лопасти.

4. Амплитуда изменения углов атаки по азимуту машущей лопасти больше, чем амплитуда изменения углов атаки у лопасти, жестко закрепленной к втулке.

5. Величина амплитуды изменения углов атаки по азимуту у машущей лопасти зависит от характеристики режима полета  $\mu$  т. е. от отношения скорости полета к концевой скорости вращения  $\frac{V}{\omega R}$ . Иными словами, при постоянных оборотах несущего винта амплитуда маховых движений, а следовательно, и изменения угла атаки, тем больше, чем больше скорость полета. При постоянной скорости полета маховые движения лопасти и изменения угла атаки тем больше, чем меньше число оборотов несущего винта. Амплитуда маховых движений в большой степени зависит от регулятора взмаха. Чем больше характеристика регулятора взмаха ( $\sigma_1$ ), тем меньше амплитуда маховых движений.

6. Тяга и моменты силы сопротивления вращению лопасти, жестко закрепленной к втулке, периодически изменяются по азимуту вследствие изменения результирующей скорости и изменения угла атаки сечения, влияющих на изменение этих аэродинамических характеристик в одном и том же направлении. В азимуте  $\psi = 90^\circ$

тяга лопасти  $T_d$  и момент  $M_{кр.д}$  имеют максимальные значения, в азимуте  $\phi = 270^\circ$  — минимальные значения.

Вследствие этого на жестко закрепленной лопасти неминуемо возникает кренящий момент, опрокидывающий винт в сторону идущей назад лопасти, имеется переменный по азимуту момент сопротивления вращению.

7. Тяга машущей лопасти стремится изменить свою величину с изменением азимутального положения вследствие изменения результирующей скорости, угла атаки сечения, из-за косо́й обдувки и угла атаки сечения, из-за маховых движений.

Последнее изменение направлено в обратную сторону действия первых двух и автоматически нейтрализует их. В результате тяга лопасти почти не изменяет своей величины по азимуту, т. е. практически сохраняет постоянную величину в любом азимутальном положении.

8. Маховые движения лопасти вокруг горизонтального шарнира и колебательные движения вокруг вертикального шарнира несколько уменьшают неравномерность распределения сил сопротивления вращению. Однако вследствие того, что главенствующим фактором, определяющим закономерность изменения лобовых сил, является закон изменения скорости по азимуту, силы сопротивления вращению и момент от них остаются переменными по азимуту.

Выше было рассмотрено влияние основных параметров, определяющих величины аэродинамических сил и моментов на лопасти: скорость воздушного потока и угол атаки. На самом деле на закономерности изменения сил и моментов влияют и другие факторы, как, например, инерционные силы при взмахе лопасти, упругость конструкции лопасти, инертность воздушного потока при изменении угла атаки, местные вихреобразования и др.

В сравнении со скоростью и углом атаки эти факторы в значительно меньшей степени влияют на аэродинамические силы, точный же учет их влияния на аэродинамику лопасти является задачей очень большой сложности. Поэтому при первом знакомстве с аэродинамикой несущего винта влиянием этих второстепенных факторов можно пренебречь.

#### 4. ТЯГА И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Аэродинамические характеристики лопасти при вращении ее в косом потоке периодически изменяются по азимуту. Следовательно, на втулку винта передаются неравномерные, периодически изменяющиеся силы.

Современные вертолеты имеют двух-, трех- или четырехлопастные несущие винты, втулки которых воспринимают одновременно аэродинамические силы всех лопастей. Следовательно, в центрах втулок постоянно приложены равнодействующие аэродинамических и массовых сил и моменты от этих сил.

Рассмотрим суммарную тягу и суммарный крутящий момент несущих винтов с двумя, тремя и четырьмя лопастями. Для упроще-

ния анализа представим себе эти несущие винты работающими в воздушном потоке, притекающем к винту параллельно плоскости вращения, то есть будем рассматривать случай, когда угол атаки винта  $A$  равен нулю.

В этом случае для винта с жестким креплением лопастей угол атаки сечения лопасти будет постоянным по азимуту. С изменением азимутального положения лопастей будет изменяться только величина результирующей скорости  $W$ :

$$W = \omega r + V \sin \psi.$$

Таким образом, величины тяги, силы сопротивления и момента сопротивления вращению каждой лопасти могут изменяться только за счет изменения скорости:

$$T_x \approx Y_x = c_y \underbrace{\frac{\rho}{2} F_x}_{\text{Постоянная } B} (\omega r + V \sin \psi)^2;$$

$$M_{кр_x} \approx Q_{ср} r_{ср} = c_Q \underbrace{\frac{\rho}{2} F_x r}_{\text{Постоянная } B} (\omega r + V \sin \psi)^2.$$

Будем считать, что постоянные величины, раз навсегда подсчитанные для каждой лопасти, одинаковы и рассмотрим только переменные величины  $(\omega r + V \sin \psi)$ , которые для различных лопастей неодинаковы. Тяга и суммарный крутящий момент несущего винта в каждое данное мгновение времени равны суммам тяг и моментов от всех лопастей:

$$T = B [(\omega r + V \sin \psi)_{I_x}^2 + (\omega r + V \sin \psi)_{II_x}^2 + (\omega r + V \sin \psi)_{III_x}^2 + (\omega r + V \sin \psi)_{IV_x}^2];$$

$$M_{кр} = B [(\omega r + V \sin \psi)_{I_x}^2 + (\omega r + V \sin \psi)_{II_x}^2 + (\omega r + V \sin \psi)_{III_x}^2 + (\omega r + V \sin \psi)_{IV_x}^2].$$

Для двухлопастного винта, у которого первая лопасть смещена относительно второй лопасти по азимуту на  $180^\circ$  (т. е.  $\Delta\psi = 180^\circ$ ), тяга и момент будут:

$$T_2 = B \{(\omega r + V \sin \psi)^2 + [\omega r + V \sin (\psi + 180)]^2\};$$

$$M_{кр_2} = B \{(\omega r + V \sin \psi)^2 + [\omega r + V \sin (\psi + 180)]^2\}.$$

Подсчитывая величины  $T$  и  $M_{кр}$  винта с жестко закрепленными лопастями для различных азимутальных положений (например,  $\psi = 0^\circ$ ,  $\psi = 30^\circ$ ,  $\psi = 60^\circ$ ,  $\psi = 90^\circ$  и т. д.), легко заметить, что тяга и крутящий момент двухлопастного винта тоже периодически изменяют свою величину.

Эти изменения происходят в два раза быстрее, чем у однолопастного винта, т. е. за один оборот тяга и момент дважды достигают максимальной и минимальной величины. Амплитуды изменения их

значительно меньше, чем у однолопастного винта, т. е. винт становится более уравновешенным (рис. 110).

Если подобные расчеты произвести для трех- и четырехлопастных винтов с жестко закрепленными лопастями, у которых лопасти стоят друг от друга по азимуту соответственно на  $120^\circ$  и  $90^\circ$ , то легко

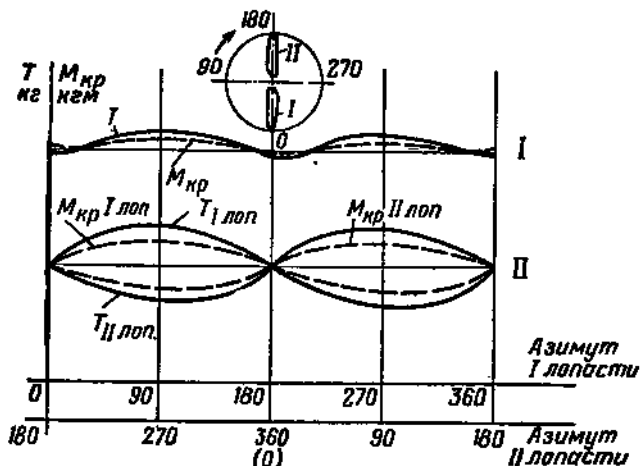


Рис. 110. Изменение тяги и крутящего момента по азимуту каждой лопасти и всего двухлопастного несущего винта с жестким креплением лопастей:

I — график для винта; II — график для лопастей

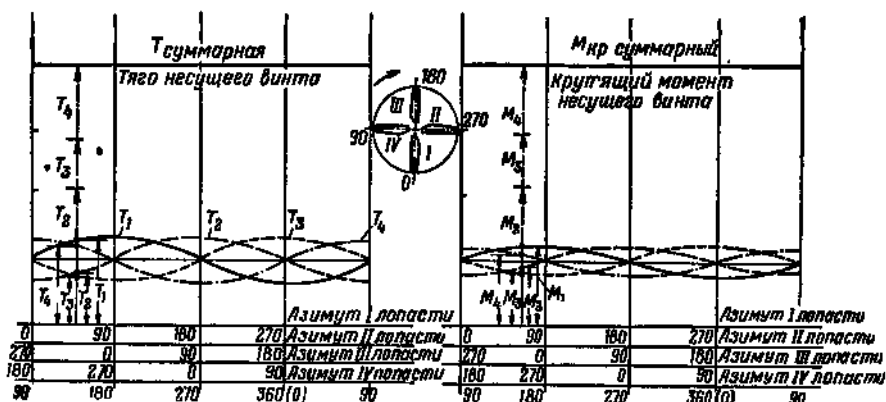


Рис. 111. Тяга и крутящий момент четырехлопастного винта с жестким креплением лопастей в различных азимутальных положениях

убедиться в наличии важной особенности этих винтов, а именно, суммарная тяга и суммарный крутящий момент у них неизменны в любом азимутальном положении (рис. 111).

Мы рассматривали жесткий винт с жестко закрепленными лопастями, при этом полагали, что  $A = 0$ . На самом деле в горизонталь-

ном или наклонном полете угол атаки несущего винта  $A$  никогда не равен нулю. Следовательно, у реального винта с изменением азимутального положения будет изменяться не только величина результирующей скорости, но и величина угла атаки сечения. У винта с шарнирной подвеской лопастей угол атаки будет изменяться, как уже было сказано, по двум причинам: из-за косо обдувки и из-за маховых движений. Благодаря шарнирной подвеске неравномерность распределения сил по азимуту почти полностью сглаживается. На втулку винта передаются лишь незначительные периодические изменения величин силы тяги и крутящего момента, которые проявляют себя в виде колебаний конструкции вертолета с частотой оборотов несущего винта или с частотой, кратной его оборотам.

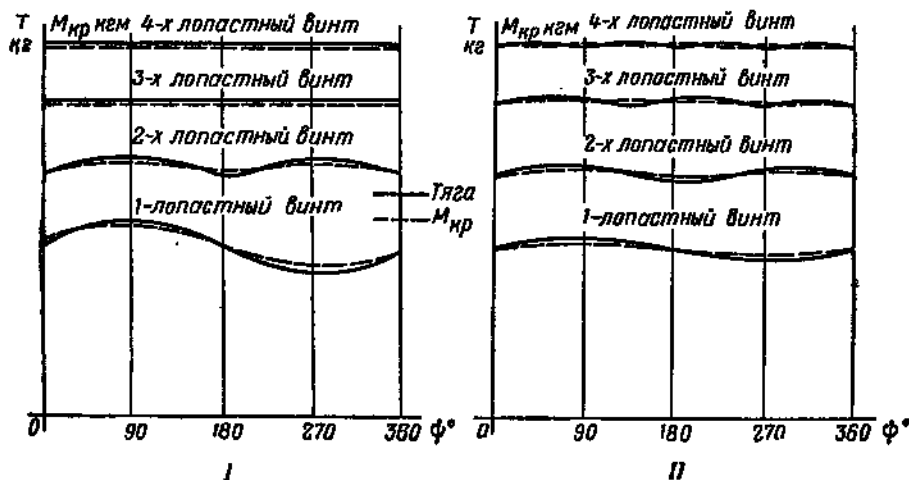


Рис. 112. Тяга и крутящие моменты несущих винтов с жестким и шарнирным креплением лопастей в различных азимутальных положениях:

I — несущий винт с жестко закрепленными лопастями; II — несущий винт с шарнирными креплениями лопастей в реальных условиях

На рис. 112 графически представлены изменения величин сил тяги и крутящего момента несущих винтов с различным числом лопастей: 1, 2, 3, 4. Графики в левой половине рисунка изображают величины сил и моментов жесткого винта в идеальном случае ( $A=0$ ); в правой половине рисунка — величины сил тяги и моментов сопротивления винта с шарнирно подвешенными лопастями в реальных условиях.

Как видно из правой части рисунка, в действительности у реального винта, при работе его в косом потоке тяга и момент сопротивления вращению хотя и ничтожно малы, но все же изменяются с изменением азимутального положения лопасти. Амплитуда изменения тяги и момента главным образом зависит от степени соответствия лопастей одна другой. Чем точнее сбалансированы лопасти в отношении массовых и аэродинамических сил, чем строже выдер-

жан профиль лопастей, чем точнее соответствуют друг другу жесткости лопастей и чем более точно они отрегулированы, тем меньше амплитуда изменения тяги и моментов сопротивления по азимуту и, как следствие, тем меньше вибрации вертолета в полете.

## 5. СКОРОСТЬ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Скорость горизонтального полета, с одной стороны, зависит от аэродинамических качеств несущего винта и всего вертолета в целом, с другой — от мощности, которую развивает двигатель на том или ином режиме работы.

На рис. 85 графически показана зависимость изменения различных частей располагаемой и потребной мощностей от скорости горизонтального полета.

Само собой разумеется, что скорость горизонтального полета зависит от силы, действующей в направлении полета, т. е. от величины горизонтальной составляющей полной аэродинамической силы несущего винта: чем больше горизонтальная составляющая этой силы, тем больше скорость полета. Увеличение горизонтальной составляющей может быть достигнуто увеличением наклона вектора силы тяги несущего винта в сторону движения вертолета (рис. 113).

Иными словами, чем больше скорость полета, тем больше вертолет должен быть наклонен в направлении полета. Однако, если с наклоном вектора полной аэродинамической силы  $R$  в сторону движения ее величина ее будет сохраняться неизменной, то вертикальная ее составляющая, которая должна уравнивать вес вертолета, будет уменьшаться. Следовательно, для того, чтобы полет был горизонтальным, необходимо при увеличении скорости полета не только наклонить вектор силы  $R$ , но и увеличить силу. Тем не менее отсюда не следует, что для увеличения полной аэродинамической силы несущего винта в любом случае необходимо увеличивать мощность, затрачиваемую на несущий винт. При увеличении скорости установившегося горизонтального полета от нулевой до так называемой экономической скорости мощность, необходимая для создания необходимой тяги, уменьшается (рис. 114). При дальнейшем увеличении скорости установившегося горизонтального полета потребная мощность возрастает, поэтому необходимо увеличивать мощность, подводимую к несущему винту.

Обязательным условием установившегося горизонтального полета является равенство располагаемой и потребной мощностей на несущем винте.

Для того чтобы оценить в полете расходующую мощность, летчику необ-

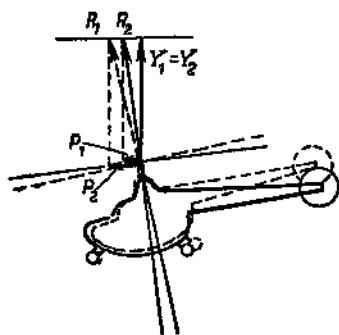


Рис. 113. Составляющие полной аэродинамической силы несущего винта при различных скоростях горизонтального полета

ходимо знать число оборотов несущего винта по тахометру, значение наддува двигателя и высоту полета.

Для сравнения этих данных с данными аэродинамического расчета летчик должен заметить, каков наклон вертолета вперед и каково значение общего шага по указателю.

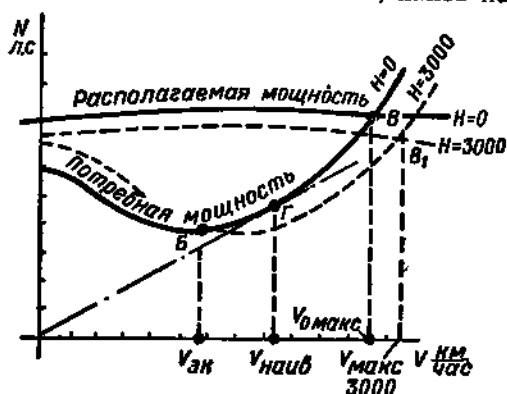


Рис. 114. График располагаемой и потребной мощностей для горизонтального полета соответственно скоростям полета:

В — экономической; В — максимальной; Г — наилучшей

лета при различном числе оборотов двигателя. Пунктиром нанесены значения наддува двигателя.

Допустим, что вертолету необходимо лететь в горизонтальном полете со скоростью  $V = 150$  км/час. Для этого фюзеляж должен

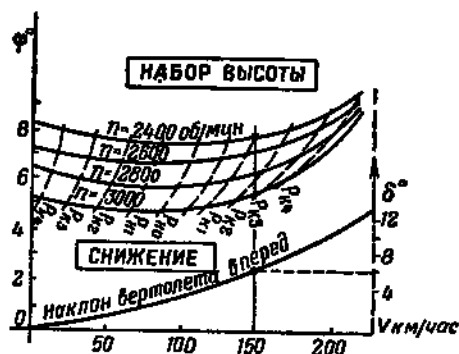


Рис. 115. График значений общего шага несущего винта, числа оборотов и наддува двигателя в зависимости от скорости горизонтального полета

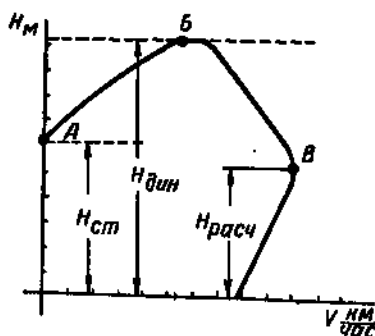


Рис. 116. График максимальных и минимальных скоростей горизонтального полета по высотам:

А — высота статического потолка; Б — высота динамического потолка; В — расчетная высота двигателя

быть наклонен на нос на  $6^\circ$ . Общий шаг может иметь различные значения от  $5$  до  $8^\circ$ . В зависимости от значения шага несущего винта изменяются число оборотов и наддув двигателя.

При шаге  $5^\circ$  число оборотов и наддув имеют большие значения, чем при общем шаге  $8^\circ$ . Можно летать и при промежуточном значении общего шага, например при  $7^\circ$ . Соответственно изменению шага изменяются также число оборотов и наддув двигателя.

Подобные графики можно построить для любого вертолета с различными значениями полетного веса и для различных высот полета, так как изменение веса вертолета и высоты его полета несколько изменяют связь рассматриваемых выше характеристик.

Очевидно, наиболее характерными скоростями горизонтального полета будут максимальная, минимальная, экономическая и наивыгоднейшая скорости.

Максимальная скорость горизонтального полета соответствует использованию номинальной мощности двигателя, если вертолет не имеет ограничений скорости полета по срыву потока с лопастей несущего винта. Она изменяется с изменением высоты полета (рис. 116), так как потребная и располагаемая мощности зависят от плотности воздуха.

До высоты статического потолка вертолет может подниматься вертикально (горизонтальная скорость при этом равна нулю). На больших высотах, для того чтобы держаться в воздухе, необходимо иметь поступательное движение вертолета, при котором получается более высокое аэродинамическое качество несущего винта.

На рис. 116 показано изменение по высоте максимальной и минимальной скоростей вертолета, имеющего высотный двигатель. По горизонтальной оси отложена скорость горизонтального полета  $V$  км/час, по вертикальной — высота полета  $H$ . Точка  $A$  соответствует статическому потолку, а точка  $B$  — динамическому потолку вертолета. Точка  $B$  соответствует расчетной высоте двигателя, до которой сохраняется постоянное значение наддува.

От земли до высоты полета, соответствующей точке  $B$ , номинальная мощность двигателя растет, далее она начинает уменьшаться. На динамическом потолке мощности двигателя хватает лишь для того, чтобы вертолет мог совершать горизонтальный полет при одном значении скорости. Уменьшение или увеличение скорости полета неминуемо приводит к снижению вертолета.

Скорость горизонтального полета при наименьшей затрате мощности называется экономической и соответствует наименьшим часовым расходам горючего, т. е. наибольшей продолжительности полета при данном запасе горючего.

Скорость полета, при которой получается максимальная дальность, называется наивыгоднейшей. При полете на этой скорости достигается наименьший километровый расход, а следовательно, наибольшая дальность полета вертолета. Наивыгоднейшая скорость несколько больше экономической.

На рис. 114 показан график потребной и располагаемой мощностей вертолета, где нанесены точки  $B$ ,  $G$ ,  $B$ , соответствующие экономической, наивыгоднейшей и максимальной скоростям горизонтального полета.

Характер кривой потребного изменения общего шага по скорости сходен с характером кривой изменения потребной мощности. Так, например, при полете с экономической скоростью общий шаг меньше, чем на режиме висения. При полете с максимальной скоростью общий шаг имеет наибольшее значение из всех возможных его значений для горизонтального полета (см. рис. 115).

## 6. ВЛИЯНИЕ АТМОСФЕРНЫХ УСЛОВИЙ НА ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

Влияние атмосферных условий на величины максимальной и минимальной скоростей полета обусловлено зависимостью располагаемой и потребной мощностей от плотности воздуха, т. е. от его давления и температуры (см. гл. III, рис. 93).

Рассмотрение этой зависимости следует разделить на два случая: на зависимость мощности от изменения высоты полета (в основном из-за изменения давления) и на зависимость мощности от температуры воздуха.

На рис. 114 изображены кривые изменения располагаемой и потребной мощностей от скорости для двух различных высот. Сплошные линии соответствуют полету у земли  $H = 0$ , пунктирные — полету на высоте  $H = 3000$  м. Кривые потребных мощностей вертолета подобны кривым потребных мощностей самолета за исключением участка, охватывающего режим висения и полета на малой скорости.

Мощность, потребная для горизонтального полета, со скоростью, близкой к  $V_{\text{экон}}$ , сравнительно мало изменяется с изменением высоты полета. Мощность, потребная для полета с  $V_{\text{макс}}$ , с увеличением высоты несколько уменьшается. Более того, если не принимать в расчет ограничений скорости по срыву потока, то величина максимальной скорости горизонтального полета с подъемом на высоту увеличивается. Это объясняется уменьшением потребной мощности

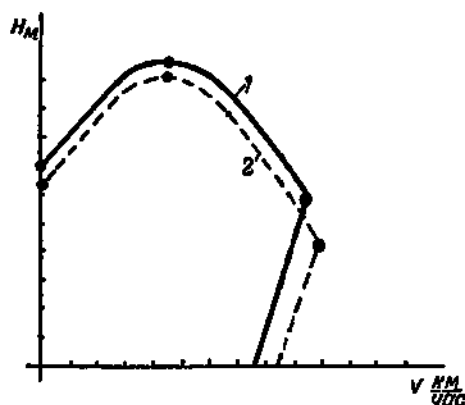


Рис. 117. График максимальных и минимальных скоростей полета по высотам зимой (1) и летом (2)

движения  $N_{\text{движ}}$ , затрачиваемой на преодоление вредного сопротивления. Однако в большинстве случаев допустимая максимальная скорость полета на высоте оказывается ниже максимальной скорости у земли из-за условий срыва потока с лопастей винта, тем более это относится к скорости по указателю, который с увеличением высоты занижает значение скорости полета (приблизительно на 5—6% на каждую тысячу метров).

Изменение мощности двигателя с изменением темпе-

ратуры воздуха обусловлено зависимостью плотности воздуха от его температуры.

Значения максимальной и минимальной скоростей, полученные зимой, отличаются от их значений, получаемых в летних условиях. На рис. 117 показано изменение максимальных и минимальных скоростей полета по высоте в зимних и летних условиях для вертолета, имеющего высотный двигатель.

На высотах выше границы высотности двигателя диапазон скоростей горизонтального полета вертолета, равно как и значение его статического и динамического потолков, зимой больше, чем летом.

Максимальные же скорости горизонтального полета на высотах ниже границы высотности зимой меньше, чем летом. Это объясняется тем, что летом имеет место не только уменьшение располагаемой мощности двигателя, но и относительное уменьшение потребной мощности на больших скоростях полета вертолета.

## 7. СРЫВ ПОТОКА С ЛОПАСТЕЙ В ПОЛЕТЕ С БОЛЬШОЙ СКОРОСТЬЮ

Выше уже говорилось о том, что увеличение скорости полета вызывает увеличение неравномерности распределения скоростей воздушного потока, обтекающего лопасть, и углов атаки ее сечений в различных азимутальных положениях (см. рис. 107). При полете с некоторой скоростью, превышающей предельно допустимую, в азимуте  $\psi = 270^\circ$ , т. е. на лопасти, двигающейся назад, где скорости вращательного и поступательного движений направлены в разные стороны, угол атаки ее сечений может стать больше критического. При этом плавное обтекание сечений нарушается и образуется срыв воздушного потока (рис. 118).

В азимуте  $\psi = 270^\circ$  конец лопасти резко теряет подъемную силу; одновременно здесь же имеет место сильное возрастание сопротивления, неравномерность аэродинамических сил резко увеличивается, в результате чего вертолет подвергается сильным вибрациям. Кроме того, на несущем винте возникает кренящий момент, который стремится опрокинуть вертолет на бок, в сторону лопасти, идущей назад. С ростом скорости срыв потока распространяется по всей поверхности, ометаемой винтом при вращении, вертолет теряет управляемость и начинает совершать беспорядочные движения.

Срыв потока с лопастей очень опасен, особенно в том случае, когда летчик не примет срочных мер для его прекращения.

Для того чтобы вывести несущий винт из режима срыва, необходимо уменьшить общий шаг несущего винта и уменьшить скорость

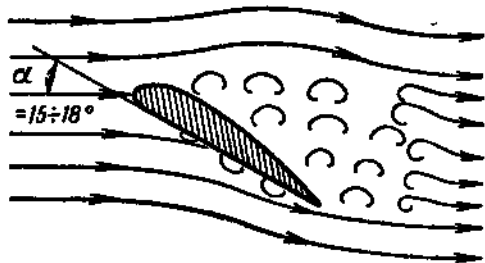


Рис. 118. Срыв потока с лопасти на больших углах атаки

полета. При этом вертолет немедленно приобретает управляемость и освобождается от тряски.

На рис. 119 показано изменение по азимуту углов атаки сечений лопасти на  $r = 0,25 R$ ;  $0,5 R$  и  $R$ . Максимальный угол атаки в азимуте  $270^\circ$  получается на конце лопасти. Сечения, расположенные ближе к оси вращения, имеют меньшие значения угла атаки.

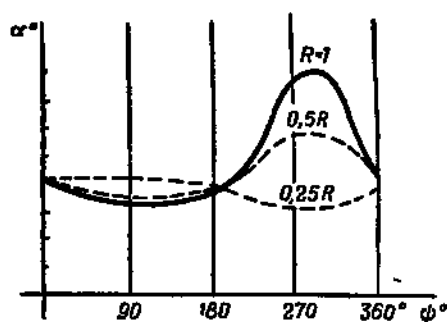


Рис. 119. Изменение углов атаки трех сечений по длине лопасти

— увеличения скорости полета на малых высотах выше максимальной при использовании взлетной мощности двигателя или за счет наклона траектории вниз (полет со снижением на номинальной мощности двигателя);

На рис. 120 отмечена зона, ограниченная пунктирной кривой у внешней части поверхности, ометаемой винтом при вращении, где лопасти попадают в условия срыва потока.

Увеличение скорости и высоты полета или уменьшение скорости вращения винта приближает возможность срыва потока. Практически в горизонтальном полете он может возникнуть в случаях:



Рис. 120. Зоны срыва потока по поверхности вращения несущего винта при увеличении скорости полета

— увеличения скорости полета на больших высотах выше предельно допустимой скорости по срыву, которая для некоторых вертолетов может быть ниже максимальной скорости, определяемой номинальной мощностью двигателя на данной высоте полета;

— уменьшения числа оборотов ниже допустимых в полете с большей скоростью, что может случиться после отказа двигателя, если при этом во-время не осуществлен переход на режим самовращения несущего винта (т. е. не уменьшился общий шаг несущего винта);

— уменьшения скорости полета ниже минимально допустимой на высоте, большей статического потолка, когда вертолет «провали-

вается» и при полете на максимальной скорости в условиях порывистого ветра или вблизи облаков.

На рис. 121 изображены граничные условия срыва потока в горизонтальном полете.

Как видно из графика, с увеличением коэффициента  $\mu$ , характеризующего режим полета, уменьшается допустимая величина общего шага винта; превышение этой величины приводит к возникновению срыва потока с лопастей.

На рис. 122 дан график предельных значений скорости по срыву потока воздуха с винта в зависимости от высоты полета  $H$  и числа оборотов.

С увеличением высоты полета уменьшается плотность воздуха, вследствие чего для создания необходимой тяги несущего винта

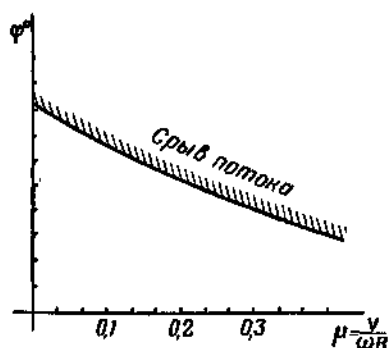


Рис. 121. Критические значения общего шага по срыву потока в зависимости от режима работы несущего винта

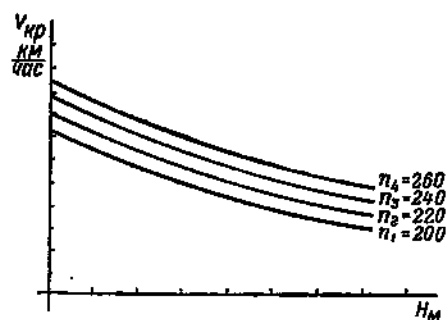


Рис. 122. Критические значения скорости по срыву потока в зависимости от числа оборотов и высоты полета

требуется увеличение общего шага  $\phi$ . Это приведет к возрастанию угла атаки на концах лопастей в азимуте  $\psi = 270^\circ$  и переходу его за критическую границу, т. е. в область срыва потока, для предотвращения которого необходимо уменьшить скорость полета. Если, например, критическая скорость у земли была равна 250 км/час по прибору, то на высоте 5000 м она равна приблизительно 170 км/час.

Увеличивая число оборотов несущего винта с увеличением высоты полета, можно несколько увеличить значение критической скорости  $V_{кр}$ , поскольку в этом случае компенсация потери подъемной силы из-за уменьшения плотности воздуха достигается не увеличением угла атаки лопасти, а за счет увеличения ее окружной скорости. Однако это не всегда возможно. Так, если полет совершается на номинальной мощности двигателя, то увеличение числа оборотов за счет уменьшения общего шага приведет к потере мощности, а значит, к невозможности продолжения горизонтального полета, т. е. к снижению вертолета.

## 8. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Дальность и продолжительность полета вертолета зависят от запаса горючего и от режима полета, т. е. скорости, высоты и числа оборотов несущего винта, а также от атмосферных условий и регулировки двигателя.

На дальность полета вертолета большое влияние оказывают также скорость и направление ветра. Расчет дальности производится обычно по воздушной скорости, т. е. вычисляется воздушный путь вертолета. Очевидно, при безветрии воздушный путь будет равен земному пути. Если воздух сам перемещается относительно земли, то само собой разумеется, что длина воздушного пути и расстояние, пройденное относительно земли, будут различными. Попутный ветер увеличивает земную дальность, встречный и боковой ветер уменьшают ее.

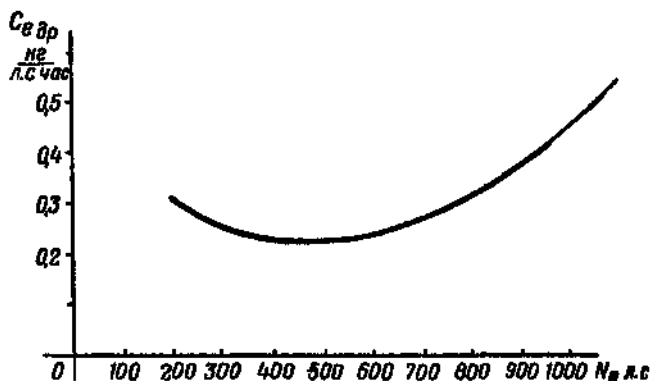


Рис. 123. Изменение удельного расхода горючего в зависимости от мощности двигателя

Дальность и продолжительность полета, кроме того, зависят от полетного веса вертолета. Чем больше полетный вес вертолета, тем больше должна быть тяга несущего винта и, следовательно, необходимая мощность и расход горючего.

Полетный вес вертолета в течение полета уменьшается за счет выгорания горючего, что также необходимо учитывать в расчете дальности и продолжительности полета, поскольку при этом непрерывно изменяются километровый и часовой расходы горючего. Вес горючего на современных вертолетах составляет не более 5–10% от общего веса вертолета, поэтому без большой ошибки при приближенном расчете дальности можно считать вес вертолета неизменным, равным среднему значению веса в начале и в конце полета:

$$G_{ср} = \frac{G_{нач} + G_{кон}}{2},$$

Для того чтобы подсчитать часовой или километровый расход горючего, необходимо знать удельный расход горючего ( $C_e$ ) на 1 л. с. мощности двигателя в час, который изменяется с изменением мощности двигателя (рис. 123) и зависит от числа его оборотов.

Величина часового расхода горючего в литрах определяется по формуле

$$Q_{\text{час}} = \frac{C_e}{\gamma} N, \text{ л.}$$

где  $C_e$  — удельный расход горючего в кг на 1 л. с. в час;

$N$  — мощность двигателя, л. с.;

$\gamma$  — удельный вес горючего, кг/л (рис. 124).

Обычно часовой и километровый расходы выражаются в литрах, а не в килограммах. Поскольку полный запас горючего на вертолете определяется емкостью бака в литрах, то определение расходов в объемных единицах удобнее, чем в весовых единицах.

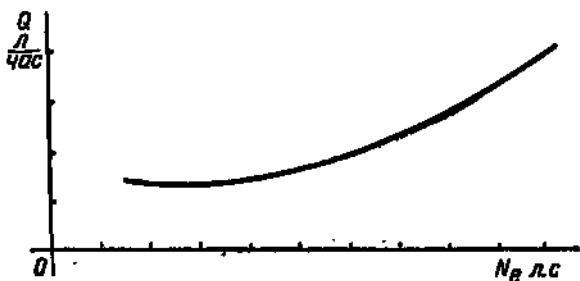


Рис. 124. Изменение часового расхода горючего в зависимости от мощности двигателя

Горючее различных сортов и при разных атмосферных условиях имеет различный удельный вес. Следовательно, запас горючего, выраженный в килограммах, не будет постоянным в любых условиях, тогда как при выражении его в литрах он практически неизменен и отражает действительную емкость топливной системы вертолета.

Легко видеть, что километровый расход горючего получается как частное от деления часового расхода горючего на скорость полета  $V$  км/час, т. е.

$$q = \frac{Q_{\text{час}}}{V}.$$

Для каждого вертолета с определенными конструктивными данными для различных высот полета и числа оборотов двигателя могут быть рассчитаны или определены опытным путем часовые и километровые расходы в зависимости от скорости полета. На основании этих данных можно построить графики расходов горю-

чего по скорости полета при наиболее выгодной, с точки зрения расхода горючего, высоте полета и наиболее выгодном числе оборотов двигателя (рис. 125).

Точка *A* соответствует наименьшему часовому расходу горючего, а соответствующая ей скорость  $V_{\text{прод}}$  есть скорость наибольшей продолжительности полета. Она приблизительно равна экономической скорости, при которой отношение затрачиваемой мощности к весу вертолета  $\frac{N_{\text{потр}}}{G}$  имеет минимальное значение.

Точка *B* соответствует минимальному километровому расходу горючего, а соответствующая ей скорость есть скорость наибольшей

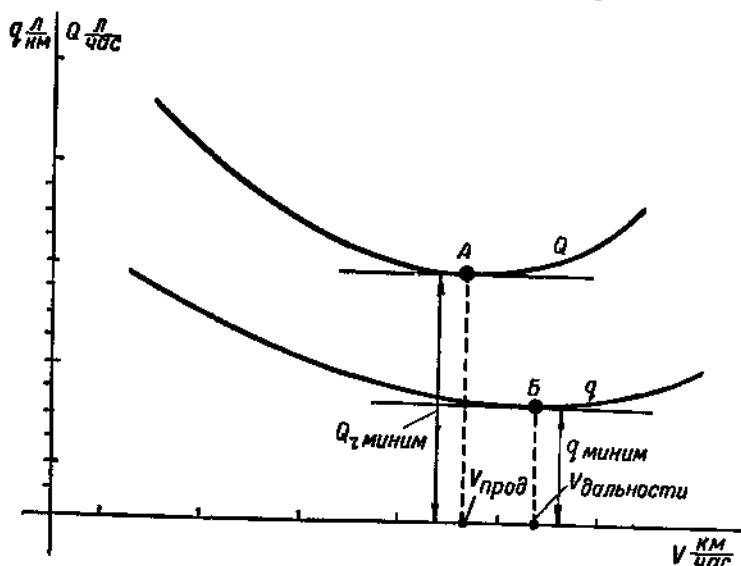


Рис. 125. Изменение километрового и часового расходов горючего в зависимости от скорости горизонтального полета

дальности горизонтального полета. Она приблизительно равна наиболее выгодной скорости полета, при которой аэродинамическое качество вертолета имеет наибольшее значение.

Имея значения минимальных часового и километрового расходов, легко определить продолжительность и дальность полета. Необходимо учесть, что не весь запас горючего расходуется на горизонтальный полет. Часть горючего расходуется при наборе необходимой высоты, часть на планирование с высоты, часть при полете по кругу перед посадкой и, наконец, определенное количество горючего должно быть сохранено в качестве резерва (обычно не менее 10—15%).

Таким образом, запас горючего для горизонтального полета будет равен

$$G_{г. \text{ гор. пол.}} = G_{г. \text{ пол.}} - G_{г. \text{ набор}} - G_{г. \text{ круг. пл.}} - G_{г. \text{ резерв}}$$

Наибольшая продолжительность горизонтального полета  $\tau_{\text{час}}$  будет равна

$$\tau_{\text{макс}} = \frac{G_{\text{г. гор. пол}}}{Q_{\text{час}} \gamma} \text{ час,}$$

где  $Q_{\text{час}}$  — часовой расход в л/час.

Наибольшая дальность горизонтального полета выразится формулой

$$L = \frac{G_{\text{г. гор. пол}}}{q \cdot \gamma} \text{ км,}$$

где  $G_{\text{г. гор. пол}}$  — запас горючего на горизонтальный полет;  
 $q$  — минимальный километровой расход в л/км.

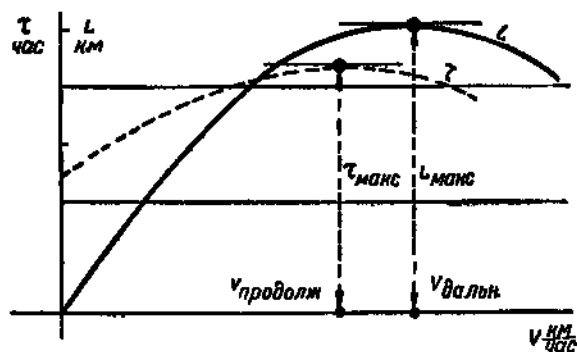


Рис. 126. График зависимости дальности  $L$  км и продолжительности  $\tau_{\text{час}}$  от скорости полета

Если полеты на дальность или продолжительность производятся на режимах, отличных от наивыгоднейших, то  $\tau$  и  $L$  будут меньше максимальных (рис. 126).

Мощности двигателя, на которых совершаются полеты на максимальную продолжительность или дальность составляют примерно  $0,6 - 0,75 N_{\text{ном}}$ .

Следовательно, в полете на максимальную дальность или на максимальную продолжительность двигатель дросселируется (рис. 127), т. е. число его оборотов и наддув уменьшаются. При этом мощность, полученная по дроссельной характеристике двигателя, может быть выражена формулой

$$Ne_{\phi} = Ne_0 A \left( \frac{n_{\phi}}{n_0} \right)^3.$$

Здесь  $Ne_{\phi}$  — фактическая мощность в данных условиях полета;  
 $Ne_0$  — номинальная мощность у земли;  
 $A$  — коэффициент изменения мощности с изменением высоты полета;  
 $n_{\phi}$  — фактическое число оборотов двигателя;  
 $n_0$  — число оборотов двигателя на номинале у земли.

Система объединенного управления «шаг-газ» позволяет производить горизонтальный полет с корректировкой числа оборотов двигателя и общего шага несущего винта. Для получения наименьших удельных расходов горючего  $C_{eдр}$  наиболее целесообразно было бы совершать полет при минимально возможном числе оборотов несущего винта, при котором еще обеспечивается условие  $N_{расп} = N_{потр}$  (рис. 128).

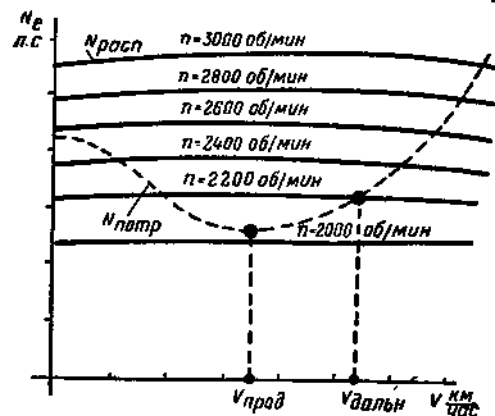


Рис. 127. График зависимости располагаемой мощности от числа оборотов двигателя:

$V_{прод}$  — соответствует наименьшему часовому расходу горючего;  $V_{дальн}$  — соответствует наименьшему километровому расходу горючего

опасного перехода на режим самовращения винта в случае внезапного отказа двигателя.

Соответствующей регулировкой двигателя и системы управления «шаг-газ» можно добиться минимальных километровых и часовых расходов, а следовательно, максимальных дальности и продолжительности полета при числе оборотов несущего винта, удовлетворяющем указанным условиям.

Для различных высот полета в каждом отдельном случае существуют определенные значения экономических и наиболее выгодных скоростей, а также чисел оборотов несущего винта, обеспечивающих наибольшую продолжительность или дальность полета. Эти значения могут быть определены расчетным или опытным путем. Последний дает более точные результаты.



Рис. 128. График зависимости числа оборотов двигателя от шага несущего винта

## ГЛАВА V

# НАБОР ВЫСОТЫ И ПЛАНИРОВАНИЕ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

### I. НАБОР ВЫСОТЫ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Набор высоты под углом к горизонту является основным видом набора высоты, так как при подъеме вертолета с поступательной скоростью вертикальная скорость в 1,5—2 раза больше, нежели при вертикальном подъеме вертолета.

При наклонном наборе высоты воздушный поток встречает плоскость вращения несущего винта под углом атаки  $\Delta\alpha$  большим, нежели в случае горизонтального полета.

Здесь имеет место несимметричное распределение по поверхности вращения величин скоростей в сечениях. Тяга несущего винта при наборе высоты по величине больше веса.

Избыток располагаемой мощности над потребной для горизонтального полета ( $\Delta N$ ) при наборе высоты расходуется на преодоление возросшего момента сопротивления вращению и на преодоление прироста сопротивления фюзеляжа. Величина вертикальной скорости  $V_y$  может быть подсчитана по формуле

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

где  $\Delta N$  — избыток располагаемой мощности над потребной для горизонтального полета;

$G$  — вес вертолета.

Наибольший избыток мощности имеет место при определенном значении скорости полета, называемой *наивыгоднейшей* скоростью набора высоты, которая практически совпадает с экономической скоростью горизонтального полета вертолета.

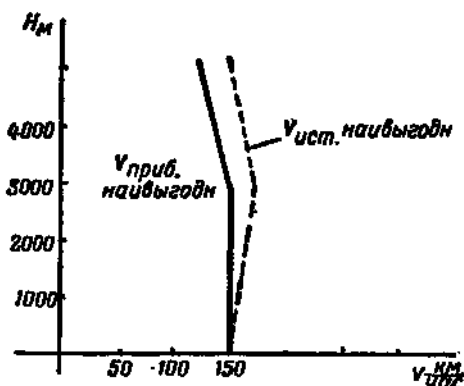


Рис. 129. График изменения приборной и истинной скоростей набора высоты.

Наивыгоднейшая скорость набора высоты для различных высот полета неодинакова. По указателю, с увеличением высоты полета вертолета с высотным двигателем она должна сохраняться почти неизменной до границы высотности двигателя. Далее она уменьшается в среднем на 7—8 км/час на каждую тысячу метров высоты.

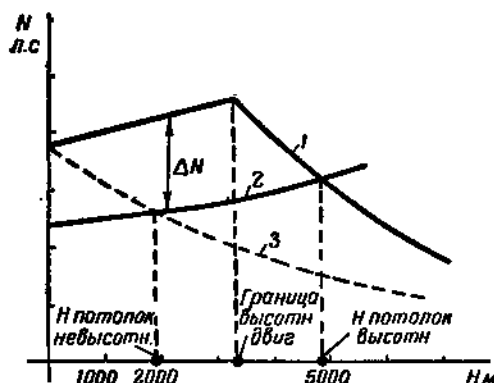


Рис. 130. Потолок вертолетов с высотным и невысотным двигателями;

1 —  $N_{расч}$  высотного двигателя; 2 —  $N_{потр}$  для горизонтального полета; 3 —  $N_{расч}$  для невысотного двигателя

после границы высотности избыток располагаемой мощности над потребной для горизонтального полета со скоростью  $V_{вын}$  уменьшается (рис. 130).

Вертикальная скорость  $V_y$ , так же как избыток мощности  $\Delta N$ , до границы высотности двигателя возрастает, а после границы высотности уменьшается (рис. 131).

Величина динамического потолка, так же как и величины  $V_y$  и  $V_{вын}$  в наборе высоты, зависит от атмосферных условий. Скорость набора высоты  $V_y$  и его динамический потолок  $H_{дин}$  зимой больше, чем летом.

## 2. ПЛАНИРОВАНИЕ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Планирование с работающим двигателем с кратковременным зависанием у земли перед вертикальной посадкой является основным видом снижения и посадки вертолета.

В сравнении с вертикальным снижением планирование является более благоприятным как с точки зрения устойчивости и управляемости вертолета, так и с точки зрения безопас-

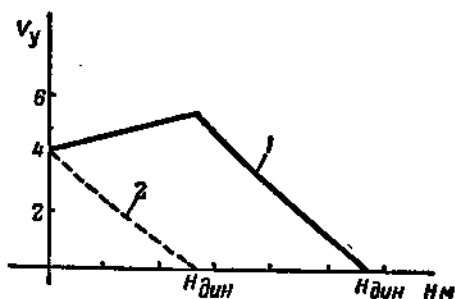


Рис. 131. Вертикальная скорость вертолетов с высотным и невысотным двигателями в зависимости от высоты полета:

1 — высотный двигатель; 2 — невысотный двигатель

ности полета. Планирование вертолета более целесообразно и с точки зрения экономичности полета. На вертолете можно планировать с любой скоростью снижения при одной и той же скорости по траектории полета. Вертикальная скорость  $V_y$  зависит от степени дросселирования двигателя.

В зависимости от величины вертикальной скорости  $V_y$  будет изменяться угол атаки  $A$  несущего винта. При планировании угол

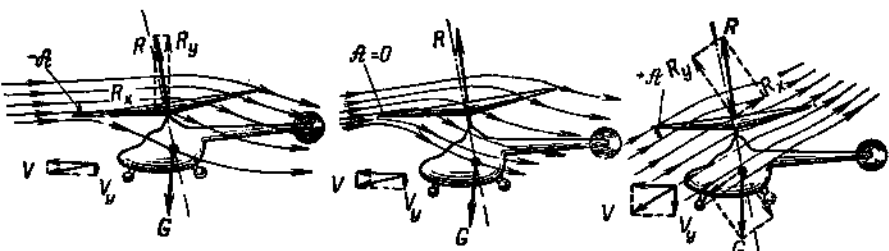


Рис. 132. Углы атаки при планировании с различной круговой траектории:

$R_y$  — составляющая полной аэродинамической силы несущего винта, перпендикулярная траектории полета;

$R_x$  — составляющая полной аэродинамической силы несущего винта, параллельная траектории полета

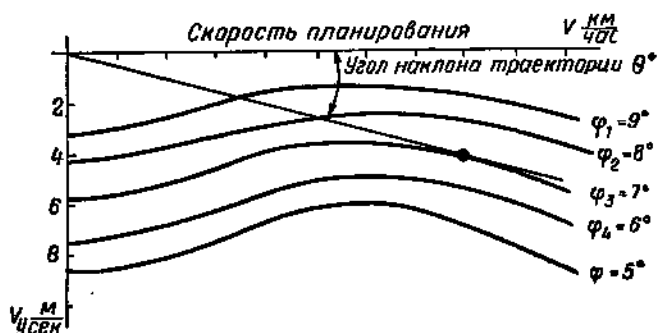


Рис. 133. График зависимости вертикальной скорости при планировании от скорости планирования для различных значений шага — указательница глиссад планирования

атаки  $A$  может быть отрицательным, положительным или нулевым (рис. 132). Это значит, что встречный воздушный поток может притекать к плоскости вращения под углом сверху, параллельно плоскости вращения, или под углом снизу.

Режим работы винта при планировании с сильно задресселированным двигателем близок к режиму самовращения несущего винта. В зависимости от степени дросселирования изменяется и характер графика указательницы глиссад планирования (рис. 133) <sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Графиком указательницы глиссад планирования называется график зависимости вертикальной скорости при планировании  $V_y$  от скорости планирования. Наклон прямой, соединяющей какую-либо точку указательницы глиссад с началом координат, равен углу наклона траектории при планировании.

На рис. 134 показано семейство указательниц глиссад планирования при разных значениях мощности двигателя. Практически число оборотов несущего винта при различных режимах полета изменяется мало; изменение мощности в основном осуществляется за счет изменения установочного угла или обусловленного им изменения наддува двигателя. Поэтому каждая кривая построена для какого-либо постоянного значения установочного угла при одинаковом во всех случаях числе оборотов.

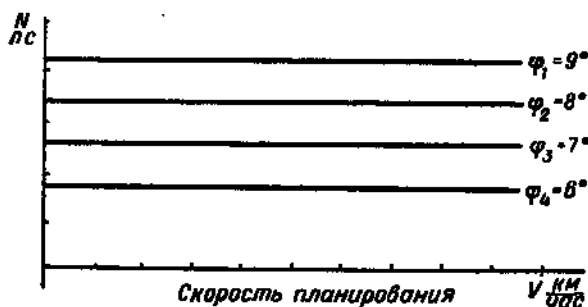


Рис. 134. Мощность двигателя при планировании с различными значениями общего шага и скорости полета

Вследствие того, что при планировании вертолета крутящий момент  $M_{кр}$ , передаваемый несущему винту от двигателя, меньше, чем в горизонтальном полете, реактивный момент винта в этом случае тоже меньше. Это значит, что для уравнивания его должна быть меньше тяга рулевого винта, т. е. меньше установочный угол его лопастей. Действительно, при планировании вертолета педали ножного управления отклонены в сторону уменьшения шага рулевого винта.

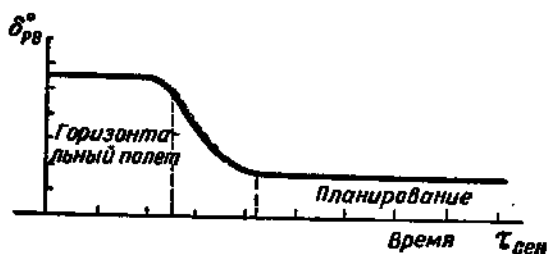


Рис. 135. Отклонение педалей при переходе с горизонтального полета на планирование

На рис. 135 изображено требуемое изменение положения педалей при переходе с горизонтального полета на планирование с той же скоростью.

Поперечная и продольная балансировки вертолета также несколько изменяются, однако значительно меньше, чем путевая.

### 8. ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

Посадку вертолета можно производить либо обычным «самолетным» способом, когда приземление происходит при наличии горизонтальной скорости, либо «по-вертолетному», т. е. вертикально.

Посадка «по-вертолетному» является основным видом посадки вертолета, так как в этом случае отсутствует пробег и, следовательно, не требуется специальной посадочной полосы. Посадка вертолета «по-самолетному» с планирования производится лишь в исключительных случаях (в специальных тренировочных полетах, при необходимости приземления на площадку в горных районах на высоте выше статического потолка и в случае отказа двигателя) и может выполняться при наличии аэродрома или подходящей посадочной площадки.

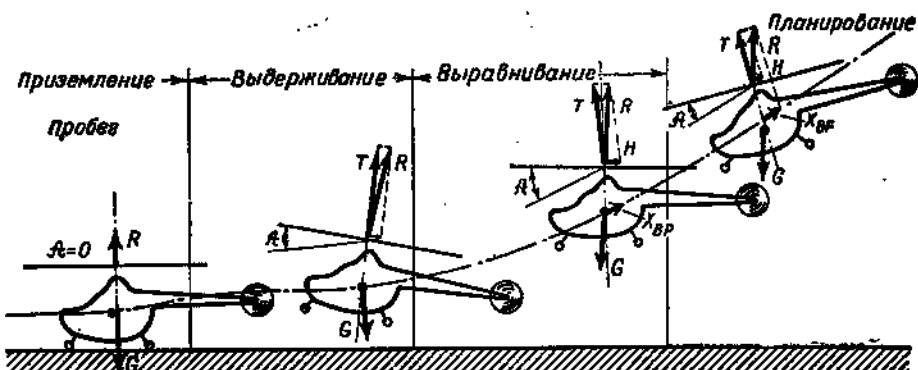


Рис. 136. Траектория снижения вертолета перед посадкой

Во время посадки «по-вертолетному» общий шаг несущего винта сильно изменяется: в первой половине он увеличивается до момента остановки вертолета, перед самым приземлением — уменьшается.

При посадке «по-самолетному» общий шаг винта летчик изменяет очень немного или сохраняет его неизменным.

Посадка вертолета «по-самолетному», так же как и посадка любого самолета, состоит из следующих элементов (рис. 136):

— выравнивания — криволинейного участка, на котором траектория вертолета из наклонной при планировании переходит в горизонтальную при выдерживании над землей;

— выдерживания вертолета над землей, необходимого для уменьшения горизонтальной скорости;

— пробега вертолета до его полной остановки.

Выравнивание необходимо для уменьшения вертикальной скорости, т. е. для уменьшения крутизны траектории планирования. Это достигается взятием ручки управления на себя, при котором вертолет и плоскость вращения винта наклоняются назад. При

этом увеличивается угол атаки несущего винта и, следовательно, величина его тяги. Тяга винта на короткое время становится значительно больше веса вертолета, вследствие чего сильно уменьшается вертикальная скорость. Выравнивание не может быть продолжительным и должно выполняться так, чтобы в конце участка выравнивания высота была не более  $1 \div 1,5$  м.

На участке выдерживания вертолет наклонен назад. Если вертикальная составляющая тяги несущего винта равна весу вертолета, то траектория его полета на выдерживании горизонтальна. Обычно участок выдерживания при посадке вертолета «по-самолетному» невелик, а траектория движения вертолета на нем несколько наклонена. Чем больше вертолет наклонен назад, тем сильнее уменьшается скорость на выдерживании.

Однако чрезмерный наклон вертолета назад недопустим, так как при этом, во-первых, резко уменьшается вертикальная составляющая тяги, что вызывает «проваливание вертолета», во-вторых, вертолет может приземлиться не на шасси, а на хвост и поломать рулевой винт.

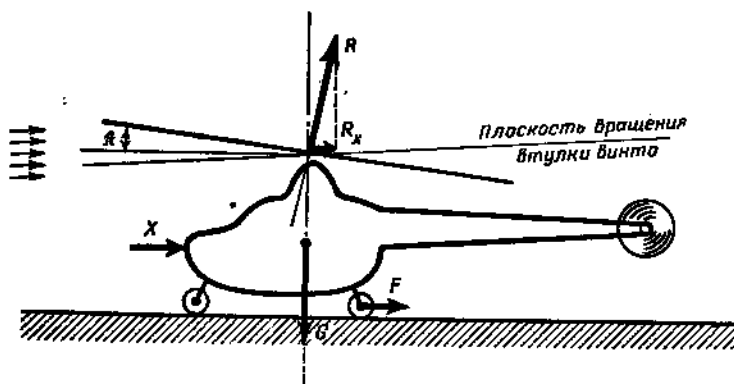


Рис. 187. Силы, действующие на вертолет на пробеге

На пробеге движение вертолета становится замедленным за счет действия на него горизонтальной составляющей полной аэродинамической силы несущего винта  $R_x$ , сопротивления фюзеляжа  $X$ , силы трения колес о землю  $F$  (рис. 137).

Пробег вертолета может быть сильно сокращен в случае применения тормозов.

Как уже было показано ранее, в отличие от самолета крутизна планирования вертолета может изменяться в очень широких пределах (от 0 до  $90^\circ$ ) в зависимости от степени дросселирования двигателя и от значения общего шага несущего винта (угла установки лопасти  $\varphi$ ).

Продолжительность действия различных элементов посадки зависит от значений общего шага и наддува двигателя. Так, например, при достаточно большом значении шага и наддува двигателя траектория планирования составляет очень небольшой угол с гори-

зонтом, вертикальная скорость невелика и, следовательно, участок выравнивания также небольшой. В этом случае основная задача при посадке — погасить горизонтальную скорость. При большом значении общего шага, а следовательно, при значительной величине мощности двигателя горизонтальная скорость на участке выдерживания сильно уменьшается, вертолет приземляется с малой горизонтальной скоростью и пробег его очень невелик.

Чем меньше значение общего шага, тем больше должен быть участок выравнивания, во время которого гасится вертикальная скорость, и тем больше пробег вертолета; однако участок выдерживания при этом незначителен или даже может отсутствовать.

При посадке «по-вертолетному» имеются выравнивание и выдерживание, но отсутствует пробег. После выдерживания, во время которого скорость гасится до нуля, производятся кратковременное висение и вертикальное приземление.

При выравнивании ручка управления берется на себя и далее при выдерживании постепенно увеличивается общий шаг, в результате чего с уменьшением вертикальной и горизонтальной скоростей тяга несущего винта сохраняется постоянной.

В конце выдерживания общий шаг имеет значение, обеспечивающее висение вертолета. Обычно к концу выдерживания вертолет находится на небольшой высоте ( $1 \div 3$  м). После кратковременного висения на этой высоте, необходимой для придания вертолету горизонтального положения, а также для осмотра места приземления, летчик плавно уменьшает общий шаг несущего винта. При этом тяга несущего винта уменьшается, вертолет под действием силы веса медленно снижается по вертикали и касается земли одновременно всеми колесами. Как только он коснулся земли, летчик энергично уменьшает общий шаг несущего винта для того, чтобы исключить подпрыгивание и раскачку вертолета после приземления.

В тех случаях, когда подходы к площадке приземления закрыты высокими препятствиями (деревья, строения, крутой рельеф и др.), выдерживание и предпосадочное висение производятся на достаточно большой высоте, и перед посадкой выполняется вертикальное снижение со скоростью не более  $1\text{--}2$  м/сек. По мере снижения вертолета увеличивается влияние «воздушной подушки» у земли, что вызывает увеличение тяги несущего винта. Для того чтобы вертолет снижался равномерно, необходимо все время постепенно уменьшать общий шаг несущего винта.

#### **4. ОСОБЕННОСТИ УСЛОВИЙ РАБОТЫ В КОСОМ ПОТОКЕ (ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ИЛИ НАКЛОННЫЙ ПОЛЕТ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ) НЕСУЩИХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТОВ ПРОДОЛЬНОЙ СХЕМЫ И С СООСНЫМИ ВИНТАМИ**

Ранее, в гл. II, уже упоминалось о том, что у вертолетов, имеющих более одного несущего винта, последние работают в условиях, отличных от условий работы несущего винта вертолета схемы Б. Н. Юрьева.

У вертолетов продольной схемы или вертолетов, имеющих соосные винты, второй винт (задний при продольной схеме, нижний при соосном винте) встречает воздушный поток, скошенный и несколько возмущенный после взаимодействия с первым винтом (рис. 138). Вследствие этого коэффициент полезного действия второго несущего винта уменьшается. На элементах его лопасти при одинаковых установочных углах первого и второго винтов истинные углы атаки имеют меньшее значение. Это значит, что второй винт будет создавать меньшую тягу, чем первый.

Однако задний винт вертолета с продольным расположением несущих винтов должен создавать тягу, равную тяге переднего несущего винта. В противном случае равновесие нарушится и вертолет будет опрокидываться на хвост. Увеличение тяги может быть

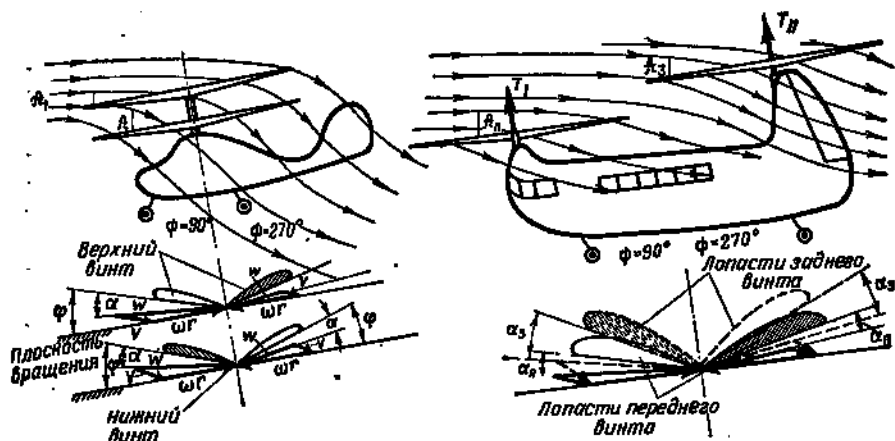


Рис. 138. Влияние скоса потока на работу второго винта двухвинтовых вертолетов

достигнуто за счет увеличения установочного угла. Увеличивать для этого скорость вращения второго винта нельзя, так как оба винта в полете всегда вращаются строго синхронно.

Поэтому вертолеты с продольным расположением винтов, помимо объединенного управления общим шагом обоих винтов, имеют еще и дифференциальное (раздельное) изменение общего шага переднего и заднего несущих винтов. В горизонтальном или наклонном полете задний винт работает на несколько большем установочном угле лопастей, чем передний. Это в свою очередь приводит к тому, что реактивный момент заднего винта имеет большую величину, чем реактивный момент переднего винта, и требует большей затраты мощности, чем передний. Для того чтобы сбалансировать вертолет в путином направлении, необходимо создать момент, действующий против неуравновешенного реактивного момента, что достигается поперечным наклоном плоскостей вращения винтов в разные стороны посредством педалей.

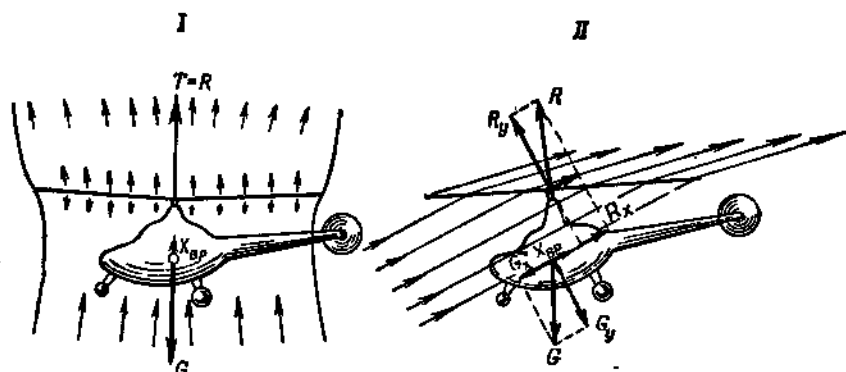
У вертолетов с соосным расположением винтов разница в величинах тяги верхнего и нижнего несущих винтов не приводит к нарушению равновесия вертолета, поэтому нет надобности и в увеличении шага нижнего винта. В действительности тяга нижнего винта здесь меньше, чем у верхнего и составляет лишь 50—70% от тяги верхнего. Дифференциальное изменение общего шага винтов здесь необходимо для путевого управления, когда благодаря избытку реактивного момента какого-либо из винтов достигается необходимый разворачивающий момент.

## ГЛАВА VI

# СНИЖЕНИЕ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

### 1. САМОВРАЩЕНИЕ (АВТОРОТАЦИЯ) НЕСУЩЕГО ВИНТА

В случае остановки двигателя или отключения его в полете от трансмиссии вертолет может совершить безопасную посадку с планирования или парашютирования при работе несущего винта на режиме самовращения.



**Рис. 139.** Воздушный поток при вертикальном безмоторном снижении (I) и при безмоторном планировании (II):

$R_y$  — составляющая полной аэродинамической силы несущего винта, направленная перпендикулярно траектории полета;

$R_x$  — составляющая полной аэродинамической силы несущего винта, направленная параллельно траектории полета

В горизонтальном полете или при наборе высоты несущий винт приводится во вращение двигателем. При установившемся безмоторном планировании или вертикальном спуске (парашютировании) на режиме самовращения несущего винта он приводится во вращение встречным набегающим потоком воздуха. При этом создается тяга, равная весу вертолета, которая обеспечивает спуск с постоянной скоростью (рис. 139), а движение его вперед осуществляется за счет составляющей от веса  $G_x$ .

Совершая полет на высоте  $H$ , вертолет имеет запас потенциальной энергии  $U = G \cdot H$ . Если подача мощности на несущий винт прекратится, то вертолет немедленно начнет снижаться под действием силы земного притяжения.

Как известно из механики, при падении какого-либо тела с высоты  $H$  в безвоздушном пространстве вся потенциальная энергия, которой обладало тело на высоте  $H$ , переходит в кинетическую энергию. Однако в реальных условиях по мере увеличения скорости снижения вертолета воздушная среда оказывает все большее сопротивление его движению. На самом деле ускоренное снижение довольно быстро становится равномерным, установившимся, без дальнейшего прироста скорости. Иными словами, только небольшая часть потенциальной энергии переходит в кинетическую. Как только движение устанавливается, дальнейшее увеличение кинетической энергии прекращается, а потенциальная энергия расходуется на преодоление воздушного сопротивления.

Необходимая подъемная сила несущего винта вертолета в случае безмоторного полета может быть получена только при условии устойчивого самовращения, при котором скорость вращения несущего винта не ниже определенного необходимого минимального значения. Если она упадет ниже необходимого минимального значения, то винт выйдет из режима самовращения — вращение будет замедляться, что повлечет за собой уменьшение центробежной силы. Ввиду недостаточной величины центробежной силы, распрямляющей конус вращения лопастей, они при наличии шарнирного крепления к втулке закинутся вверх под действием подъемной силы.

При планировании на режиме самовращения винта, наклон траектории и величина вертикальной и горизонтальной составляющих скорости снижения будет определяться аэродинамическим качеством вертолета, т. е. отношением подъемной силы к воздушному сопротивлению  $\frac{Y}{X_{пр}}$  при данном угле атаки несущего винта.

## 2. САМОВРАЩЕНИЕ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ СНИЖЕНИИ ВЕРТОЛЕТА

Рассмотрение явления самовращения винта следует начать со случая вертикального парашютирования несущего винта, свободно вращающегося в прямом направлении, когда лопасть движется носиком профиля вперед. Несущий винт вертолета в полете на режиме самовращения вращается в том же направлении, что и в моторном полете.

Рассмотрим сечение лопасти несущего винта и силы, возникающие в этом сечении.

Воздушный поток, обтекающий лопасть при вертикальном снижении вертолета, складывается из двух движений воздуха относительно лопасти: вращательного движения со скоростью  $\omega r$  и поступательного движения по вертикальной траектории полета со скоростью  $V$  (скорость снижения). Геометрическое сложение этих

скоростей дает результирующую скорость  $W$  воздушного потока, встречающего хорду сечения лопасти под углом атаки  $\alpha$ .

Полная аэродинамическая сила, возникающая на элементе лопасти, в зависимости от угла атаки в данном сечении лопасти будет наклонена относительно хорды профиля по-разному.

На рис. 140 изображены схемы сил на элементе лопасти, удаленном от оси вращения на радиус  $r$ , при четырех различных значениях угла установки лопасти (шага  $\varphi$ ). Во всех четырех случаях

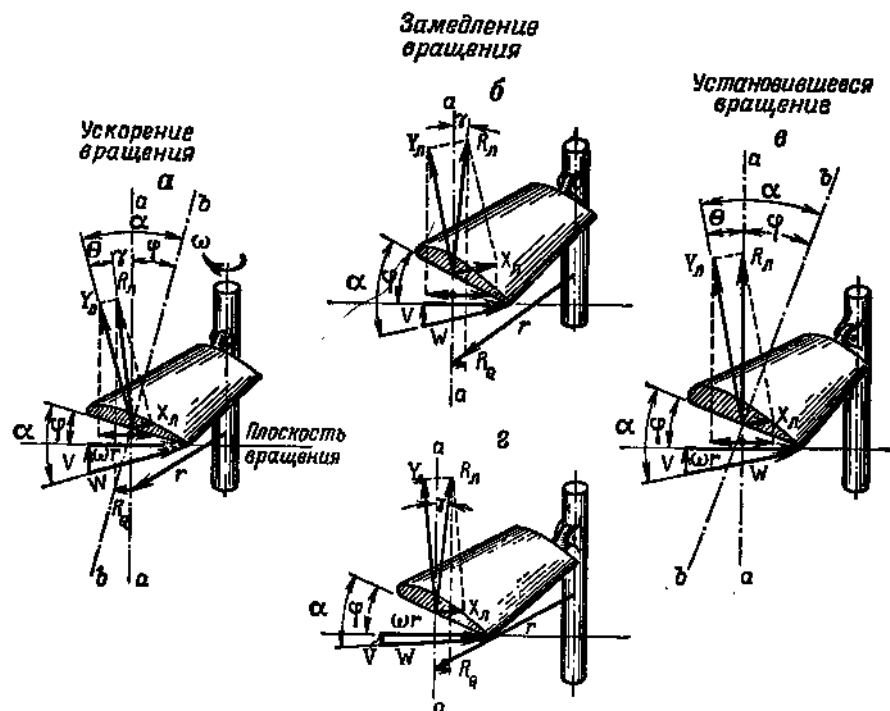


Рис. 140. Зависимость характера вращения винта от соотношения угла атаки и установочного угла лопасти

начальная угловая скорость вращения винта одинакова, а скорость парашютирования  $V$  в положении  $г$  значительно меньше, чем в положениях  $а$ ,  $б$  и  $в$ .

Рассмотрим, какое влияние на вращение винта будет оказывать полная аэродинамическая сила  $R_n$ . Для этого через точку приложения силы  $R_n$  проведем прямую  $а-а$ , параллельную оси вращения, и прямую  $б-б$ , перпендикулярную хорде профиля.

Как видно из рисунка, сила  $R_n$  в зависимости от величины угла атаки  $\alpha$ , по-разному отклонена от линии  $а-а$ . Проекция этой силы на плоскость вращения ( $R_Q$ ) в случае  $а$  направлена вперед к носу профиля; следовательно, действуя на плечо  $r$ , она ускоряет вращение винта.

В случаях б и г проекция  $R_Q$  полной аэродинамической силы направлена назад к хвостовику профиля и замедляет вращение винта. И, наконец, в случае в проекция от силы  $R_x$  на плоскость вращения равна нулю. Это значит, что полная аэродинамическая сила на элементе лопасти ни ускоряет, ни замедляет первоначально заданного винту вращения. Винт в этом случае вращается с постоянным числом оборотов, т. е. работает на режиме установившегося самовращения. Полная аэродинамическая сила элемента лопасти в этом случае параллельна оси вращения винта.

Рассмотрим зависимость углов  $\alpha$  и  $\varphi$  при установившемся самовращении. Угол между прямой  $b-b$  и линией  $a-a$  равен установившемуся углу лопасти  $\varphi$  (шагу), так как эти углы образованы двумя взаимно перпендикулярными пересекающимися прямыми.

Угол между прямой  $b-b$  и направлением подъемной силы ( $Y_x$ ) равен углу атаки  $\alpha$ , так как он тоже образован двумя взаимно перпендикулярными пересекающимися прямыми (подъемная сила  $Y_x$  перпендикулярна направлению потока). Угол между направлением полной аэродинамической силы  $R_x$  и направлением ее составляющей  $Y_x$  есть не что иное, как угол  $\theta$ , характеризующий качество профиля при данном угле атаки, которое определяется из продувок его в аэродинамической трубе. Тангенсом этого угла является отношение  $\frac{X_x}{Y_x}$  или, заменив силы коэффициентами, получим

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{c_x}{c_y}.$$

Выразим угол  $\gamma$  отклонения силы  $R_x$  от прямой  $a-a$  через только что рассмотренные углы (см. рис. 140).

В первом случае сила  $R_x$  отклонена вперед от прямой  $a-a$  и ускоряет вращение, угол  $\gamma = (\alpha - \theta - \varphi) > 0$ . В случаях б и г сила  $R_x$  отклонена назад от прямой  $a-a$  и замедляет вращение, угол  $\gamma < 0$ . В третьем случае вращение установившееся  $\gamma = (\alpha - \theta - \varphi) = 0$ .

Иными словами, если угол  $\varphi$  меньше, чем разность углов  $(\alpha - \theta)$ , то вращение ускоренное, если угол  $\varphi$  больше, чем разность этих углов, то вращение замедленное, если угол  $\varphi$  равен разности этих углов — вращение установившееся.

Таким образом, условие установившегося самовращения для элемента лопасти будет

$$\varphi = \alpha - \theta.$$

Для любого профиля можно построить график зависимости угла  $(\alpha - \theta)$  от угла атаки  $\alpha$ . Для этого нужно иметь лишь полярю данного профиля<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Необходимо оговориться, что вследствие переменных вдоль лопасти значений углов атаки и скорости потока полярю профиля элемента будет несколько отличаться от полярю крыла с каким-либо конкретным значением удлинения  $\lambda$ . Соседние элементы лопасти оказывают влияние друг на друга, несколько изменяя полярю профиля. Поэтому график зависимости  $(\alpha - \theta)$  от  $\alpha$  имеет условный характер и может использоваться лишь для качественной, приближенной оценки вида самовращения.

### 3. ЗАПАС САМОВРАЩЕНИЯ

График  $(\alpha - \theta)$  по  $\alpha$  называют графиком запаса самовращения для данного профиля (рис. 141 и 142).

Кривая запаса самовращения профиля, построенная для диапазона углов атаки от 0 до 25—30°, имеет в левой части восходящую ветвь, которая охватывает летные углы атаки. Вершина кривой  $B$  соответствует критическому углу атаки, на котором начинается срыв потока. Правая нисходящая ветвь кривой соответствует углам атаки, на которых профиль работает в условиях срыва потока.

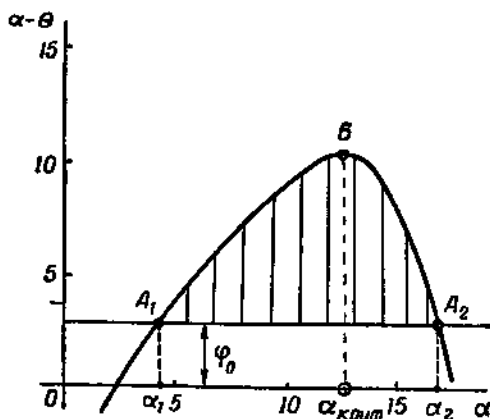


Рис. 141. График запаса самовращения для симметричного профиля

Если построить график запаса самовращения по данным продувки профиля на углах атаки от 0 до 90°, то он даст ответ на вопрос: в каком направлении (в прямом или обратном) будет вращаться свободный винт

(при данном угле установки) при вертикальном снижении, если до снижения он не вращался (рис. 143).

Если на графике запаса самовращения (см. рис. 141) отложить по вертикальной оси величину установочного угла  $\varphi_0$  и провести через полученную точку горизонтальную прямую, пересекающую кривую  $(\alpha - \theta)$ , то для каждой зоны мы можем определить, где будет ускоренное, где замедленное и где установившееся вращение, имея в виду, что первоначально было задано вращение в прямом направлении. На участке от оси ординат до точки  $A_1$  при выбранном  $\varphi = 3^\circ$  будет иметь место замедленное вращение, т. е.  $\varphi$  больше, чем  $(\alpha - \theta)$ . На участке от  $A_1$  до  $A_2$  будет ускоренное вращение, так как  $\varphi$  меньше, чем  $(\alpha - \theta)$ . В точках  $A_1$  и  $A_2$  будет установившееся вращение, так как в этих точках  $\varphi = \alpha - \theta$ . Но

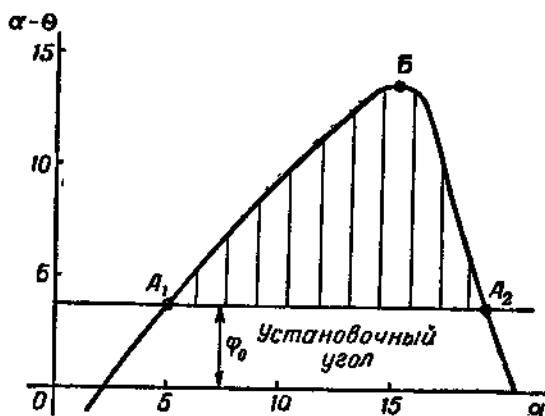


Рис. 142. График запаса самовращения для несимметричного профиля

только в точке  $A_1$ , соответствующей углу атаки  $\alpha_1$ , будет иметь место устойчивое установившееся самовращение.

В точке  $A_2$  профиль работает на режиме срыва в зоне закритических углов атаки, где воздушный поток крайне неравномерен и неустойчив, а если бы даже здесь и удалось получить самовращение винта, то управление вертолетом в этом случае было бы если не невозможно, то очень затруднено вследствие плохой устойчивости и управляемости, сильных вибраций и других отрицательных явлений, присущих срыву потока.

Точка  $B$  определяет предельное значение установочного угла  $\varphi$ , сверх которого уже невозможно самовращение несущего винта в прямом направлении при любом режиме полета вертолета.

Выбор установочного угла  $\varphi$  определяется следующими факторами:

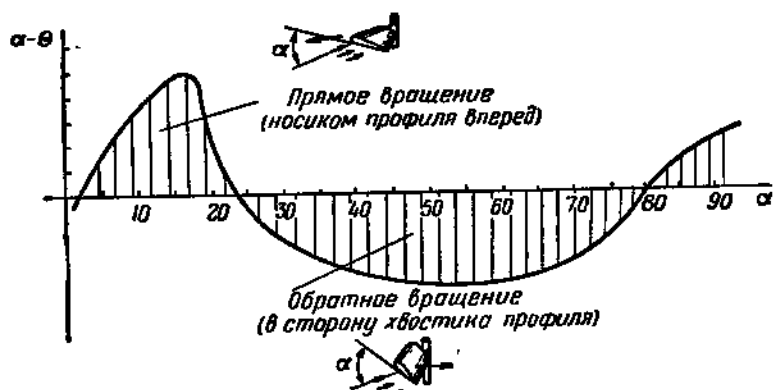


рис. 148. График запаса самовращения для диапазона углов атаки от 0 до 90°

— стремлением получить большую подъемную силу (чем больше угол  $\varphi$ , тем больше подъемная сила, но тем меньше число оборотов винта при самовращении, что опасно);

— стремлением получить большой запас самовращения (чем меньше угол  $\varphi$ , тем больше запас самовращения);

— ограничением максимальных оборотов несущего винта (угол должен быть не менее определенной величины).

Профиль, имеющий значительный запас самовращения при данном угле установки и большой интервал  $A_1 - A_2$ , выгоднее.

Условие установившегося самовращения для элемента лопасти справедливо для любого радиуса лопасти. Однако все элементы лопасти не находятся одновременно в одинаковых условиях, так как в сечениях при разных  $r$  вдоль лопасти величины  $\omega r$ , а следовательно, и  $\alpha$  будут разными. Следовательно, проекции полной аэродинамической силы в разных сечениях неодинаково отклонены от оси вращения. Это значит, что аэродинамические силы по длине лопасти по-разному воздействуют на вращение винта. Силы на конце-

вой части лопасть затормаживают, а силы концевой части лопасти ускоряют вращение. Поэтому для суждения о том, будет ли вращение лопасти ускоренным, замедленным или установившимся, нужно знать, каков будет суммарный момент от проекций полной аэродинамической силы по всем сечениям лопасти (рис. 144). Если суммарный крутящий момент не равен нулю, то лопасть будет вращаться ускоренно или замедленно. Если суммарный крутящий момент равен нулю, то вращение будет равномерным, установившимся.

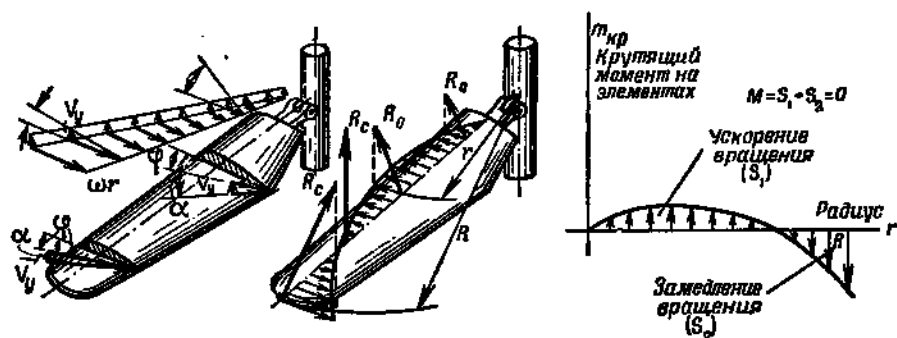


Рис. 144. Различный наклон векторов полной аэродинамической силы сечений вдоль лопасти на режиме самовращения

#### 4. САМОВРАЩЕНИЕ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ВЕРТОЛЕТА

При планировании вертолета на режиме самовращения несущего винта имеют место следующие факторы:

- несимметричное поле скоростей потока, обтекающего плоскость вращения несущего винта (косая обдувка винта);
- маховые движения лопастей за счет косои обдувки винта;
- более неравномерное, чем при вертикальном снижении, распределение индуктивных скоростей по плоскости вращения винта благодаря косои обдувке;

— циклическое изменение шага  $\phi$  за счет отклонения автомата перекося, необходимого для новых условий балансировки, отличающейся от балансировки при вертикальном спуске.

Вследствие наличия этих факторов при планировании вертолета на режиме самовращения углы атаки меняются не только вдоль лопасти при данном азимутальном положении ее, но для каждого данного сечения в разных азимутальных положениях лопасти они также будут различными. Следовательно, условием установившегося самовращения для винта в этом случае будет равенство нулю суммарного крутящегося момента от всех лопастей при любом угловом положении их (потерями на трение во втулке ввиду их малости пренебрегаем).

Суммарный крутящий момент от проекций аэродинамических сил на плоскость вращения для каждой лопасти различен. В течение одного оборота момент от сил на лопасти в одном азимутальном положении ускоряет, а в другом — замедляет вращение; при этом аэродинамические силы других лопастей компенсируют замедляющий или ускоряющий эффект от аэродинамических сил первой лопасти. Образно говоря, при самовращении винта попеременно одна лопасть «везет» другую, но так, что в течение одного оборота они меняются ролями: ведомая становится в известном азимутальном положении ведущей, а ведущая — ведомой и так далее. Таким образом, аэродинамика вертолета в случае планирования на режиме самовращения винта несколько усложняется.

Однако практически планирование на режиме самовращения винта значительно проще и безопаснее, чем вертикальный спуск, благодаря меньшим вертикальным скоростям снижения и лучшим устойчивости и управляемости вертолета.

### 5. СХЕМА САМОВРАЩЕНИЯ ТРЕХЛОПАСТНОГО НЕСУЩЕГО ВИНТА

На рис. 145 изображена схема самовращения трехлопастного несущего винта при планировании вертолета. Вверху дана схема обтекания сечения лопасти в двух диаметрально противоположных азимутальных положениях при  $\psi = 90^\circ$  и при  $\psi = 270^\circ$ .

В азимуте  $90^\circ$  полная аэродинамическая сила  $R$  отклонена назад относительно линии  $a-a$ , параллельной оси вращения. Проекция на плоскости вращения  $R_Q$  направлена к хвосту профиля и тормозит вращение. В азимуте  $270^\circ$  полная аэродинамическая сила  $R$  отклонена вперед относительно оси вращения, причем угол  $(\alpha - \theta)$  больше, чем шаг  $\varphi$ , а это значит, что вращение в указанном азимуте будет ускоряться.

В средней части дан график запаса самовращения для сечения лопасти.

В нижней части рис. 145 дан график изменения углов атаки двух сечений лопастей I, II и III. Для наглядности этот график повернут на  $90^\circ$ . Оси, которые обозначают величины углов атаки сечений лопасти среднего и нижнего графиков, параллельны, а масштаб углов атаки одинаков.

Сплошными линиями обозначены углы атаки двух сечений (при  $r = 0,5R$  и  $r = R$ ) лопасти I, а пунктирными линиями углы атаки таких же сечений лопастей II и III.

Так как у трехлопастного винта азимутальное положение каждой лопасти отличается на  $120^\circ$  от азимутального положения соседней лопасти ( $\frac{360}{3} = 120$ ), то при азимуте лопасти  $I \psi = 0$ , лопасть II будет находиться в азимуте  $240^\circ$ , а лопасть III — в азимуте  $120^\circ$  (см. рис. 145 внизу справа).

Для наглядности на нижнем графике проведены три оси азимутального положения каждой лопасти. Это дает возможность оценить в какой-либо момент углы атаки выбранных одинаковых се-



чений каждой лопасти и, перенося значения углов атаки по вертикали на график запаса самовращения, установить, замедляют или ускоряют вращение аэродинамические силы в выбранном сечении той или иной лопасти.

#### 6. ПРЕДЕЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПО СРЫВУ ПОТОКА

Необходимо заметить, что с увеличением шага  $\varphi$ , вместе с увеличением сопротивления (что вызывает падение оборотов) уменьшается запас самовращения. Это происходит на любом режиме

снижения при самовращении несущего винта, но особенно сильно при планировании на большой скорости. В этом случае наблюдается значительная несимметрия поля скоростей, амплитуда изменений углов атаки по азимуту становится большой и для азимута  $270^\circ$  угол атаки может существенно переступить границу начала срыва потока.

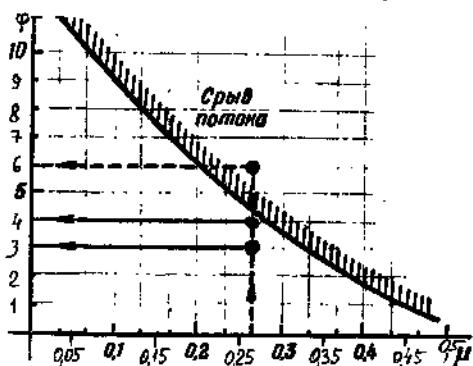


Рис. 146. Граничные условия срыва потока при самовращении несущего винта

Предельные условия самовращения по срыву представлены на графике рис. 146.

Пользуясь этим графиком, разберем следующий пример.

Пусть вертолет, имеющий винт диаметром 10 м, планирует на режиме самовращения несущего винта при следующих условиях:

- 1) скорость планирования  $V = 152 \text{ км/час} \approx 42 \text{ м/сек}$ ;
- 2) число оборотов винта  $n = 300 \text{ об/мин}$ ;
- 3) общий шаг винта  $\varphi_{\text{общ}} = 6^\circ$ .

Посмотрим, будет ли при этих условиях срыв потока? Определим окружную скорость  $\omega R$ :

$$\omega R = \frac{\pi \cdot n}{30} R = \frac{3,14 \cdot 300}{30} \cdot 5 \approx 157 \text{ м/сек.}$$

Определим  $\mu$ :

$$\mu \approx \frac{V}{\omega R} = \frac{42}{157} = 0,267.$$

Откладывая на графике (рис. 146) значение  $\mu$  и  $\varphi$  по их осям, получим точку, лежащую за критической границей. Следовательно, при данном режиме будет наблюдаться срыв потока. Значит, в нашем примере необходимо шаг винта установить на  $3-4^\circ$  или уменьшить скорость планирования до  $100-110 \text{ км/час}$ .

Срыв потока на режиме самовращения начинается не на конце лопасти, а в комлевой части ее.

## 7. ПЛАНИРОВАНИЕ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТОВ С ПРОДОЛЬНОМ И СООСНЫМ РАСПОЛОЖЕНИЕМ ВИНТОВ

Ранее (см. гл. II) уже указывалось, что у вертолетов с продольным или соосным расположением винтов при косо́й обдувке вследствие взаимного влияния винтов условия их работы несколько различны. Это обстоятельство в полной мере относится и к планированию на режиме самовращения винтов. Воздушный поток, скошенный и возмущенный после первого винта, встречается со вторым под углом атаки  $A_2$  меньшим, чем угол атаки  $A_1$  первого винта (рис. 147).

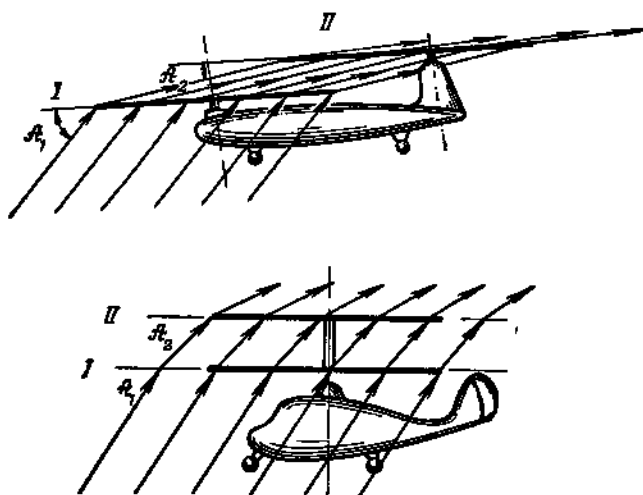


Рис. 147. Воздушный поток и углы атаки несущих винтов вертолетов с продольным и соосным расположением винтов на режиме самовращения

Для того чтобы в полете соблюдалось равновесие вертолета продольной схемы, необходимо, чтобы тяга I винта была равна тяге II винта, т. е. необходимо, чтобы установочный угол II винта был больше установочного угла I винта. Следовательно, режим самовращения винтов синхронно связанных, но работающих при различных углах атаки  $A$ , возможен в том случае, когда один винт работает на режиме ускоренного вращения, а другой на режиме заторможенного вращения. В этом случае избыток вращающего момента первого винта расходуется на погашение тормозящего момента второго винта, т. е. первый винт как бы «везет» второй (рис. 148). Это налагает известные требования на путевую балансировку вертолета. Действительно, от первого винта на корпус вертолета за счет трения в трансмиссии редуктора передается вращающий момент того же направления, в каком вращается первый винт.

На втором винте, вращаемся в сторону, противоположную вращению первого винта, будет возникать реактивный момент, действующий в ту же сторону, что и момент трения от первого винта. Следовательно, на корпус вертолета будут действовать разворачивающие моменты от винтов, направленные в одну сторону (рис. 149). Для парирования этих моментов необходимо педалями создать противоположный момент в путевом направлении за счет наклона плоскостей вращения винтов в разные стороны.

У вертолета с соосным расположением винтов самовращение их может осуществляться при одинаковом значении установочного угла лопастей верхнего и нижнего винтов. Но этот угол должен

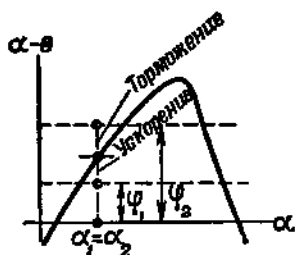


Рис. 148. График запаса самовращения и углы атаки сечений лопастей I и II винтов у двухвинтовых вертолетов

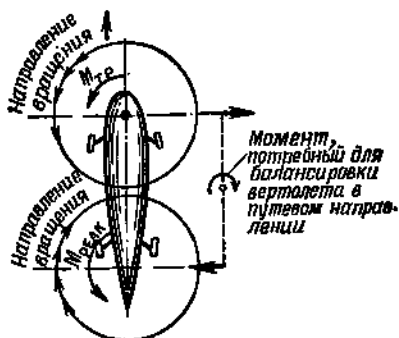


Рис. 149. Разворачивающие моменты на несущих винтах двухвинтового вертолета с продольным расположением винтов при полете на режиме самовращения

быть таким, чтобы на нижнем винте были условия ускоренного вращения, а на верхнем — условия торможения вращения, причем эффект ускоренного вращения должен целиком преодолевать эффект торможения.

В этом случае путевое управление осуществляется специальным рулем направления. Использование же дифференциального изменения установочного угла винтов не представляется возможным.

## 8. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

При снижении вертолета на режиме самовращения винта с точки зрения безопасности посадки очень важно знать, какова будет вертикальная скорость снижения. На этом режиме она зависит главным образом от веса вертолета, площади, ометаемой винтом, и скорости планирования по траектории полета.

В значительно меньшей степени вертикальная скорость зависит от аэродинамических характеристик винта и фюзеляжа, плотности воздуха, значения общего шага и от числа оборотов несущего винта.

Здесь, конечно, имеется в виду, что значения общего шага и числа оборотов несущего винта могут изменяться в пределах, обеспечивающих установившийся режим самовращения. Для установившегося равномерного снижения вертолета необходимо, чтобы полная аэродинамическая сила всего вертолета уравновешивала бы его вес.

Известно, что всякая аэродинамическая сила, возникающая при движении любого тела в воздушном потоке, прямо пропорциональна квадрату скорости движения (в данном случае скорости снижения  $V_y$ ), плотности воздуха  $\rho$ , площади сопротивления  $F$  (в данном случае площади, ометаемой винтом) и коэффициенту аэродинамической силы  $c_R$ :

$$R = c_R \frac{\rho}{2} F V_y^2.$$

Так как полная аэродинамическая сила уравновешивает вес вертолета, то

$$G = c_R \frac{\rho}{2} F V_y^2,$$

а вертикальная скорость

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{c_R \frac{\rho}{2} F}}.$$

Следовательно, чем больше вес вертолета, тем больше будет вертикальная скорость снижения. Так, например, если бы вес вертолета увеличился вдвое против своего нормального полетного веса, за счет большой перегрузки, то вертикальная скорость снижения увеличилась бы в  $\sqrt{2} \approx 1,4$  раза.

Из приведенной формулы видно, что вертикальная скорость уменьшается с увеличением площади, ометаемой винтом. Обычно вес и площадь, ометаемую винтом, в формулах аэродинамики выражают через нагрузку  $p$  на  $1 \text{ м}^2$  площади:

$$p = \frac{G}{F} \text{ кг/м}^2.$$

Тогда можно сказать, что вертикальная скорость снижения прямо пропорциональна корню квадратному, из величины нагрузки на  $1 \text{ м}^2$  ометаемой площади.

Для наклонного снижения вертолета на режиме самовращения винта зависимость вертикальной скорости от нагрузки остается такой же, но величина ее при разных наклонах траектории снижения будет различной, так как она в значительной степени зависит от скорости планирования.

График зависимости вертикальной скорости  $V_y$  от скорости планирования называется указательницей глиссад планирования на режиме самовращения несущего винта (рис. 150).

На этом графике по горизонтальной оси отложена горизонтальная составляющая скорости планирования, по вертикальной оси вниз — вертикальная скорость.

Горизонтальная составляющая скорости планирования вертолета — это, в сущности, та скорость, которая замеряется прибором в кабине летчика, так как в отличие от самолета вертолет почти не меняет своего горизонтального положения с изменением наклона траектории полета. В то время как при наборе высоты нос самолета поднят, а при планировании опущен, продольная ось вертолета в большинстве случаев горизонтальна или несколько наклонена вперед вниз. Приемник воздушного давления, передающий давление воздушного потока указателю скорости на приборной доске летчика, тоже сохраняет положение, близкое к горизонтальному, и показывает поэтому не полную скорость полета, а лишь составляющую скорости по горизонту.

Если из точки  $O$  графика указательницы глиссад планирования провести прямую на любую точку кривой, то угол этой прямой

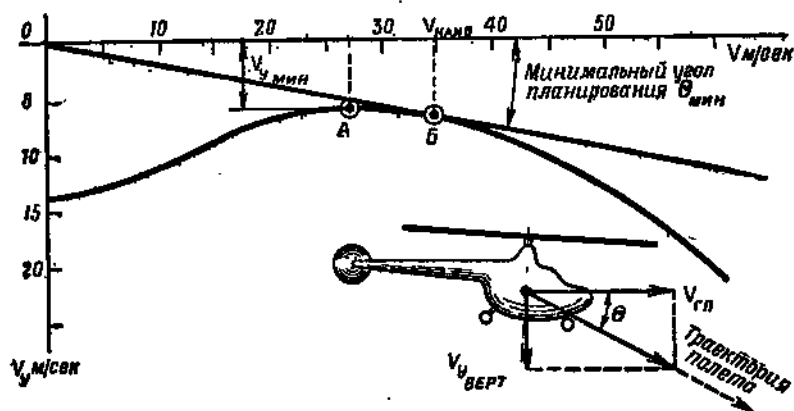


Рис. 150. Указательница глиссад планирования вертолета

с горизонтальной осью покажет наклон траектории планирования к горизонту (угол  $\theta$ ) при соответствующей скорости. Расстояние от точки до вертикальной оси показывает горизонтальную скорость планирования  $V$ , а отрезок от точки до горизонтальной оси — вертикальную скорость планирования  $V_y$ .

Уменьшение вертикальной скорости планирования с переходом от вертикального снижения к планированию на режиме самовращения несущего винта объясняется улучшением аэродинамического качества несущего винта при поступательном полете.

Точка  $A$  соответствует наименьшей скорости снижения.  $V_{укин}$  получается при такой скорости планирования, которая равна наиболее выгодной скорости набора высоты при моторном полете вертолета (точка  $A$  на рис. 150). Это примерно та же самая скорость, что и скорость наибольшей продолжительности полета. Теоретическими исследованиями доказано, что при этой скорости полета отношение  $\frac{C_T^{3/4}}{m_{кр}}$  несущего винта имеет наибольшую величину.

Средний по азимуту угол атаки сечения лопасти при наименьшей вертикальной скорости снижения вертолета будет тоже близок к углу, соответствующему  $\alpha_{\text{ок}}$  профиля.

В точке *Б* (см. рис. 150) получается наименьший угол планирования  $\theta_{\text{мин}}$ . Скорость планирования при угле  $\theta_{\text{мин}}$ , равная скорости  $V_{\text{планир}}$ , обеспечивает наибольшую дальность планирования. При этой скорости несущий винт обладает наибольшим аэродинамическим качеством. Этот режим планирования является наиболее выгодным, когда выбранная посадочная площадка расположена далеко и необходимо «дотянуть» до нее для посадки в случае отказа двигателя. Скорость планирования при  $\theta_{\text{мин}}$  практически соответствует скорости наибольшей дальности полета в моторном полете.

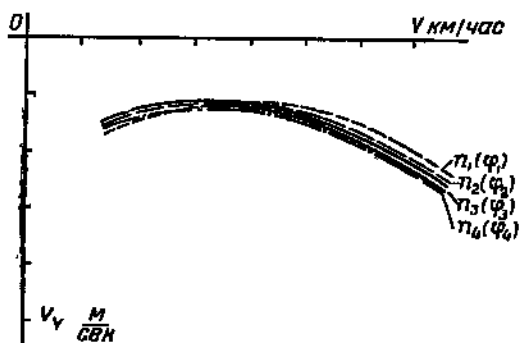


Рис. 151. Указательница глиссад планирования вертолета на режиме самовращения несущего винта при различном числе оборотов

При увеличении скорости планирования более  $V_{\text{планир}}$  аэродинамическое качество вертолета ухудшается. Вследствие этого вертикальная скорость снижения увеличивается. Кроме того, увеличивается несимметрия поля скоростей обтекания лопастей винта и, следовательно, приближается срывной режим. Вибрации вертолета становятся более ощутимыми и, наконец, может наступить потеря управляемости.

Уместно отметить, что изменение общего шага  $\varphi$  в пределах, соответствующих допускаемым оборотам несущего винта  $n$ , как показывает опыт, сравнительно мало изменяет величину вертикальной скорости снижения (рис. 151).

## 9. ПЕРЕХОД ВЕРТОЛЕТА ИЗ МОТОРНОГО ПОЛЕТА НА ПЛАНИРОВАНИЕ ПРИ САМОВРАЩЕНИИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Возможность перехода из моторного полета на режим планирования при самовращении несущего винта является важной особенностью вертолета, повышающей безопасность полета на нем на случай отказа двигателя.

При прекращении передачи мощности на несущий винт число оборотов его начинает уменьшаться, так как имеет место тормозящий момент из-за большого угла установки. В этом случае летчик должен перевести несущий винт на малый шаг, действуя рычагом «шаг-газ».

Регулятор взмаха лопасти в процессе перехода на режим самовращения играет весьма важную роль, уменьшая шаг лопасти при наличии тормозящего момента. Дело в том, что при уменьшении оборотов резко уменьшается величина центробежной силы на лопасти (см. гл. I). При этом момент от подъемной силы лопасти, который не полностью уравновешивается моментом от центробежной силы, заставляет лопасть повернуться вверх относительно горизонтального шарнира. Поворот лопасти вверх при наличии регулятора взмаха, как известно, приводит к уменьшению шага лопасти. Степень уменьшения шага зависит от характеристики регулятора взмаха.

Уменьшение шага лопасти, как видно из графика запаса самовращения (см. рис. 141), вызывает ускорение вращения и в результате — выход несущего винта на режим установившегося самовращения.

Таким образом, регулятор взмаха автоматически помогает летчику перевести вертолет на режим самовращения и предотвращает чрезмерное падение оборотов несущего винта при задержке перевода шага.

## 10. ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

При посадке вертолета на режиме самовращения несущего винта очень важно уменьшить вертикальную скорость. Для этого необходимо, чтобы перед посадкой на некоторое время вертикальная составляющая полной аэродинамической силы, равная приблизительно тяге, была больше веса вертолета.

Если при посадке с работающим двигателем увеличение тяги несущего винта возможно в течение продолжительного времени за счет увеличения мощности двигателя, то при посадке на режиме самовращения несущего винта такая возможность отсутствует. При этом перед посадкой возможно только кратковременное увеличение тяги за счет увеличения угла атаки несущего винта, или за счет увеличения общего шага. Для этого необходимо, чтобы в первом случае скорость движения вертолета была достаточно большой, во втором — скорость вращения винта была достаточно большой и чтобы величины их не резко уменьшались во время предпосадочного маневра.

Это возможно только тогда, когда достаточно велики силы инерции, возникающие при движении, т. е. когда имеются достаточные запасы кинетической энергии.

Из графика, изображенного на рис. 152, можно определить запас кинетической энергии вертолета при различных скоростях установившегося планирования.

На этом графике по горизонтальной оси отложена скорость полета по траектории, а по вертикальной оси — кинетическая энергия. Чем больше скорость планирования, тем больше запас кинетической энергии, которой обладает вертолет, а значит, тем больше

возможностей у летчика создать избыточную тягу винта и более энергично погасить вертикальную скорость снижения.

В соответствии со способами использования кинетической энергии различают три типа посадки вертолета с неработающим двигателем:

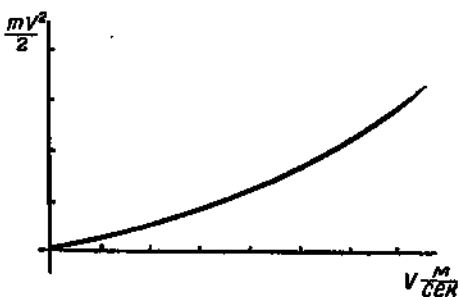


Рис. 152. График запаса кинетической энергии вертолета в зависимости от скорости планирования

1) посадка «по-самолетному» без применения увеличения общего шага несущего винта;

2) посадка «с подрывом» посредством увеличения общего шага при выводе из планирования и

3) комбинированный способ посадки с потерей скорости на выравнивании «по-самолетному» и «с подрывом» непосредственно перед приземлением.

Посадка «по-самолетному». Техника пилотирования вертолета при посадке «по-самолетному» (рис. 153) заключается в планировании на большой скорости и выводе из планирования взятием ручки управления на себя с последующим выдерживанием у земли и приземлением.

Посадка «по-самолетному».

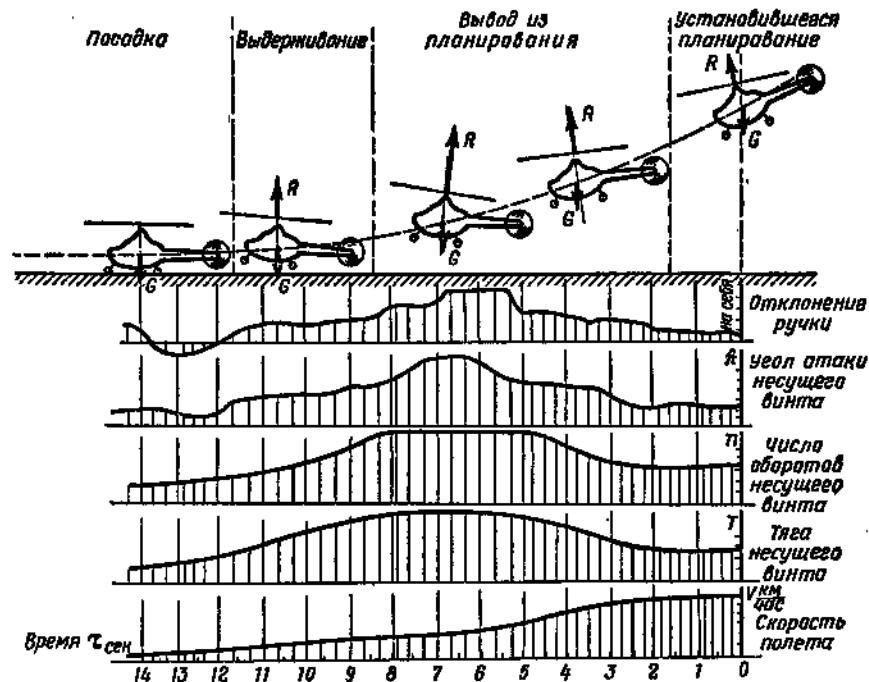


Рис. 153. Посадка вертолета «по-самолетному» на режиме самовращения несущего винта

В нижней части рис. 153 показано изменение по времени характеристик, определяющих режим полета на посадке.

В этом случае угол атаки несущего винта (А) постепенно увеличивается и становится больше, чем в режиме установившегося планирования. Несущий винт увеличивает число оборотов и избыточную тягу, и вертолет начинает выходить из планирования, постепенно уменьшая вертикальную скорость до нулевой на участке выдерживания.

Скорость полета во время выхода из планирования постепенно уменьшается. После сравнительно короткого участка выдерживания тяга становится меньше веса вертолета и он совершает приземление.

Таким образом, кинетическая энергия поступательного движения используется для временного повышения подъемной силы, которое необходимо для вывода из планирования. Этот способ погашения вертикальной скорости возможен только тогда, когда вертолет планирует с достаточно большой скоростью. Недостатком его является то, что не используется кинетическая энергия вращения несущего винта, за счет которой можно более энергично и существенно увеличить кратковременно тягу несущего винта.

При выполнении посадки «по-самолетному» получают большие пробоги вертолета и, следовательно, безопасная посадка возможна на площадку значительных размеров. Кроме того, вследствие больших потребных углов атаки несущего винта возможно чрезмерное «задираание» вертолета перед приземлением и поломка рулевого винта.

При малой скорости планирования кинетическая энергия движения вертолета невелика и может оказаться недостаточной для того, чтобы вывести вертолет из планирования и погасить вертикальную скорость.

Дальнейшее уменьшение скорости планирования взятием ручки управления «на себя» может привести не к уменьшению, а к увеличению вертикальной скорости.

Посадка с «подрывом» путем увеличения общего шага. При крутом планировании, когда скорость планирования невелика, необходимое увеличение тяги для погашения вертикальной скорости перед посадкой следует производить путем увеличения общего шага винта. Благодаря большой инерции вращения при быстром увеличении общего шага несущий винт стремится сохранить свои обороты и некоторое время за счет увеличения шага будет иметь большую величину тяги, чем при установившемся планировании. Однако вслед за кратковременным увеличением тяги скорость вращения винта начнет уменьшаться из-за увеличения силы воздушного сопротивления вращению винта, а затем начнет уменьшаться и тяга винта. Поэтому увеличение общего шага следует производить в определенный момент, строго рассчитанный по высоте, на небольшом удалении от земли (рис. 154).

Нельзя увеличивать общий шаг несущего винта, когда вертолет находится еще достаточно высоко от земли, ибо вертикальная скорость снижения, уменьшая свою величину на выходе из планиро-

вания до минимальной, а возможно, и до нулевой, затем быстро возрастает. В этом случае летчик не имеет возможности выправить ошибку, так как погасить вертикальную скорость непосредственно перед приземлением невозможно. Дальнейшее увеличение шага или взятие ручки управления на себя уже не вызовет увеличения тяги винта, и вертолет может приземлиться с большой вертикальной скоростью, т. е. произойдет грубая посадка, которая может привести к поломке.

Таким образом, посадка с «подрывом» посредством увеличения общего шага перед приземлением требует от летчика особой четкости в технике пилотирования и особенно правильного выбора момента увеличения общего шага.

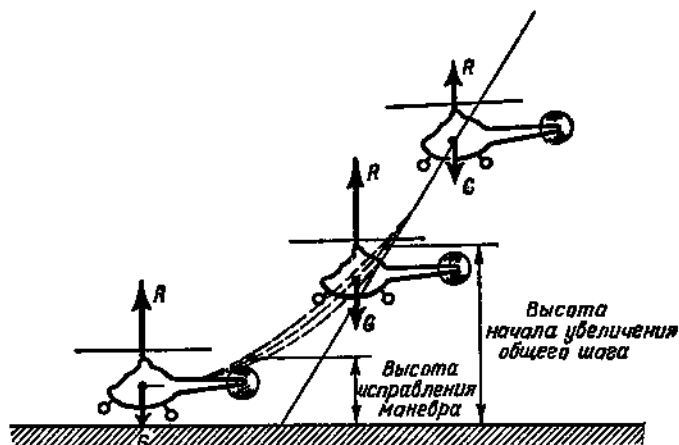


Рис. 154. Посадка вертолета с «подрывом», с применением увеличения общего шага несущего винта

Тем не менее увеличение общего шага является мощным средством погашения вертикальной скорости и служит единственным средством выхода из планирования при крутом или вертикальном снижении на режиме самовращения несущего винта.

В случае отказа двигателя при наличии достаточной высоты и при возможности выбора подходящего места для посадки вертолета возможно применение комбинированного способа посадки. Он заключается в том, что вывод из планирования осуществляется при этом взятием ручки управления «на себя» с последующим кратковременным выдерживанием. При уменьшении скорости до того значения, когда вертолет начинает проваливаться, используется увеличение общего шага (рис. 155).

При выполнении посадки вертолета «по-самолетному» или комбинированным способом следует учитывать две важные особенности, которые могут быть следствием ошибок в технике пилотирования, а именно: чрезмерно резкий вывод из планирования и преждевременное применение общего шага.

При резком выводе из планирования угол атаки винта быстро увеличивается до больших величин, что должно соответствовать большей его тяге. Но если угол атаки увеличивается очень быстро, то очевидно, что скорость вращения винта не может увеличиться

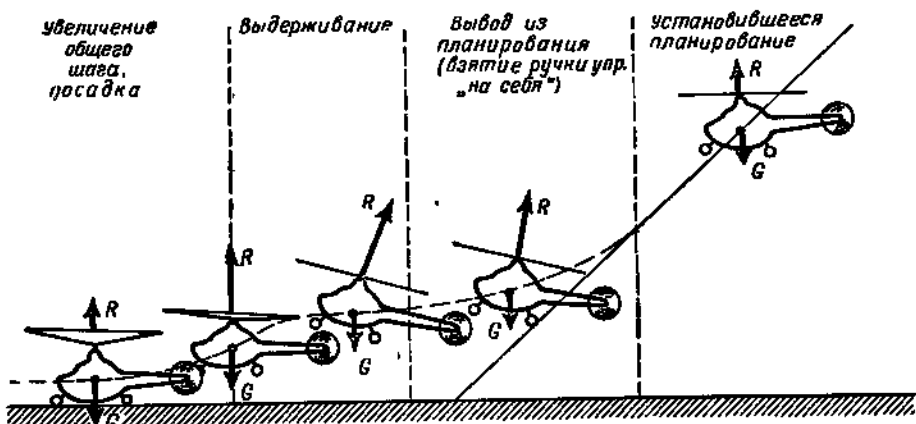


Рис. 155. Комбинированный способ посадки вертолета на режиме самовращения несущего винта

мгновенно, хотя и будет возрастать быстро. Желаемое большое увеличение тяги винта произойдет только после того, когда винт достигнет соответствующих оборотов. Вследствие этого вертолет в начале резкого выхода из планирования имеет тенденцию продолжать полет по траектории, создавая у летчика ложное представление о том, что угол атаки винта увеличен недостаточно. Однако,

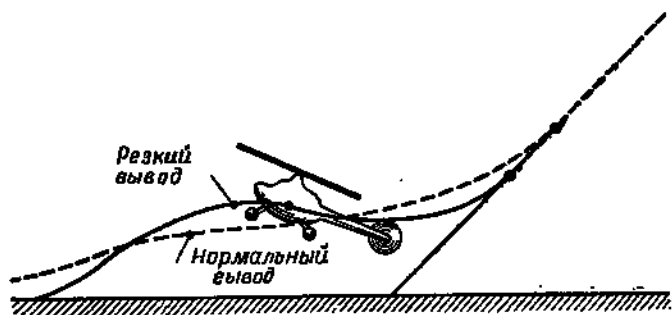


Рис. 156. Траектория чрезмерно резкого вывода при посадке вертолета на режиме самовращения несущего винта

когда обороты винта возрастут и произойдет соответствующее увеличение тяги винта, то выход из планирования будет очень резким и произойдет взмывание вертолета (рис. 156).

В случае преждевременного применения общего шага в комбинированном способе посадки, когда после вывода ручкой управле-

ния скорость полета по траектории еще велика, произойдет взывание вертолета. При последующем взятии ручки управления на себя вертолет будет лишен возможности уменьшить вертикальную скорость увеличением общего шага, так как обороты несущего винта уменьшились уже при первой попытке увеличения общего шага. В результате может произойти грубая посадка.

Необходимо иметь в виду, что во время вывода из планирования или в момент применения общего шага тяга винта не может возрастать мгновенно, так как инерция воздуха весьма значительна и на изменение скорости воздушного потока, проходящего через плоскость вращения винта и соприкасающейся с ним массы воздуха, потребуется некоторое время. Это проявляется в некотором запаздывании реакции вертолета на действия летчика органами управления.

## ГЛАВА VII

# УПРАВЛЯЕМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

### I. ХАРАКТЕР ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА

Характеристики устойчивости и управляемости вертолета являются одними из самых важных его летных характеристик. Если вертолет устойчив и обладает удовлетворительной управляемостью, то даже длительный полет на нем в течение нескольких часов не вызывает утомляемости летчика. При хорошей управляемости вертолет достаточно быстро и эффективно реагирует на действия летчика органами управления.

Устойчивый вертолет хорошо сохраняет заданный ему летчиком режим, самопроизвольно возвращаясь к исходному положению при воздействии каких-либо кратковременных возмущений (например, порыва ветра). При полете на таком вертолете от летчика не требуется непрерывного вмешательства в его поведение, что дает возможность сосредоточить внимание на ведение ориентировки, работе с картой и на выполнении специальных заданий.

Вертолет, обладающий хорошей устойчивостью и удовлетворительной управляемостью, доступен летчикам невысокой квалификации с небольшим опытом и может быть даже использован в качестве летательного аппарата для первоначального обучения.

Однако здесь же необходимо отметить, что управляемость и устойчивость являются в известной степени противоположными качествами; трудно повысить устойчивость летательного аппарата, не снижая его управляемости. Если вертолет быстро и эффективно реагирует на действия летчика органами управления, то очевидно, что он также быстро будет реагировать на случайные возмущения, выходя из заданного ему положения равновесия.

Если вертолет обладает большой устойчивостью, слабо или почти совсем не реагируя на какие-либо возмущения, то он слабо и медленно будет реагировать и на действия органами управления, т. е. будет обладать плохой управляемостью. Поэтому, говоря о хороших устойчивости и управляемости, имеют в виду определенные значения этих характеристик, удовлетворяющих известному, установленному практикой соотношению между ними для данного типа летательного аппарата. Для разных типов летательных аппаратов эти соотношения могут быть различными. Так, для маневренного

самолета нужна более высокая управляемость, достигаемая в ущерб устойчивости, для тяжелого же транспортного самолета маневренность является второстепенным качеством, поэтому главное для него — обладать наилучшей устойчивостью.

Для различных типов вертолетов также могут быть определены необходимые соотношения между этими характеристиками.

Первые вертолеты были весьма неустойчивы и к тому же имели неудовлетворительные характеристики управляемости. Поэтому длительный полет на таких вертолетах был невозможен. После 20—30 минут полета летчик вынужден был прекращать его вследствие чрезмерного напряжения. Современные вертолеты, хотя и уступают самолетам в устойчивости и управляемости, однако в этом отношении их можно считать уже вполне удовлетворительными.

Всякий установившийся режим полета (например, висение, горизонтальный полет, набор высоты, планирование) может осуществляться при условии полного равновесия сил и моментов от сил, действующих на летательный аппарат. В действительности, полет самолета или вертолета протекает в условиях непрерывного нарушения и восстановления равновесия, так как воздушная среда всегда находится в состоянии возмущенного движения, что проявляется в виде порывов ветра различного направления и различной скорости. Сильный порывистый ветер и «болтанка» усложняют пилотирование вертолетом, особенно если он неустойчив.

Предполагая при рассмотрении различных режимов полета, что несущий винт обтекается потоком с постоянной скоростью  $V$  при постоянном значении угла атаки  $A$ , мы несколько идеализировали картину. На самом деле скорость и угол атаки непрерывно изменяются, вследствие чего происходит нарушение равновесия. Для сохранения режима и траектории полета летчик все время вынужден вмешиваться в поведение вертолета, действуя органами управления. Если представить себе, что воздушная среда находится в состоянии идеального покоя, то и в этом случае режим полета не был бы установившимся продолжительное время, так как летчик произвольно сам бы нарушал это равновесие, перемещая хотя бы и очень незначительно ручку управления.

Даже установившийся полет вертолета, равно как и самолета, является в сущности непрерывной цепью неустановившихся движений. При этом движении самолета или вертолета имеет характер больших или меньших колебаний относительно средней линии, которая лишь на небольших участках является прямой.

На рис. 157 графически показан характер изменений скорости полета, угла продольного наклона (тангажа) фюзеляжа, продольных отклонений ручки управления, а также усилий на ручке управления в горизонтальном полете для самолета и вертолета в течение некоторого времени.

Характер изменений этих параметров и величины отклонений их от среднего значения в основном зависят от степени устойчивости и управляемости летательного аппарата. Чем более устойчив самолет или вертолет, тем меньше требуется от летчика вмеша-

тельства в их поведение и тем более плавными будут кривые, изображенные на рис. 157.

Чем более управляем самолет или вертолет, тем быстрее и энергичнее он реагирует на действия летчика, т. е. «хорошо ходит за ручкой».

Необходимо отметить, что действия летчика рулями для восстановления равновесного положения летательного аппарата выполняются большей частью инстинктивно, автоматически. Это возможно

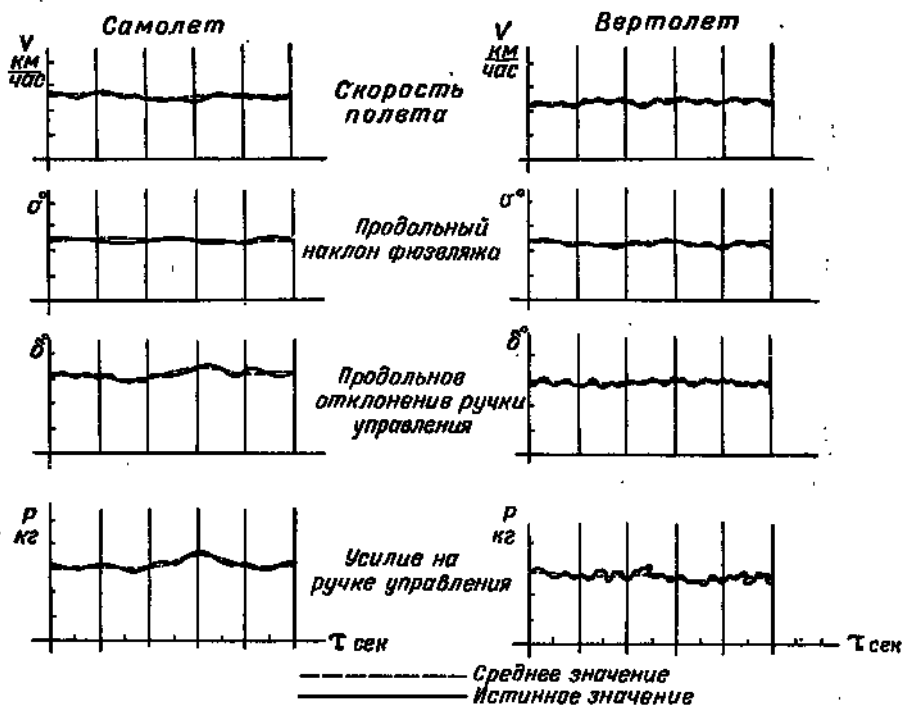


Рис. 157. Характер изменений скорости полета, продольного наклона фюзеляжа, отклонений и усилий на ручке управления при полете самолета и вертолета

благодаря тому, что кинематика системы управления рассчитана на соответствующие действия летчика для сохранения равновесия. Например, для устранения крена вертолета влево необходимо ручку управления отклонить вправо, для устранения наклона вперед — ручку управления надо отклонить назад и т. д. На устойчивом самолете или вертолете для сохранения режима полета летчик автоматически поддерживает привычное среднее давление на ручке управления. Летчик сознательно вмешивается в управление вертолетом лишь в тех случаях, когда скорость и высота полета вертолета вследствие действия возмущений становятся заметно отличными от их значений в исходном режиме полета.

Практика показывает, что в результате воздействия возмущений движения самолета или вертолета в общем можно разделить на два типа: длиннопериодические продолжительностью 10—30 сек., и короткопериодические продолжительностью 1—3 сек. (рис. 158).

Длиннопериодические движения медленные и сопровождаются большими отклонениями. Они требуют от летчика вмешательства в управление для обеспечения режима основного движения вертолета (например, горизонтального полета, планирования, набора высоты).

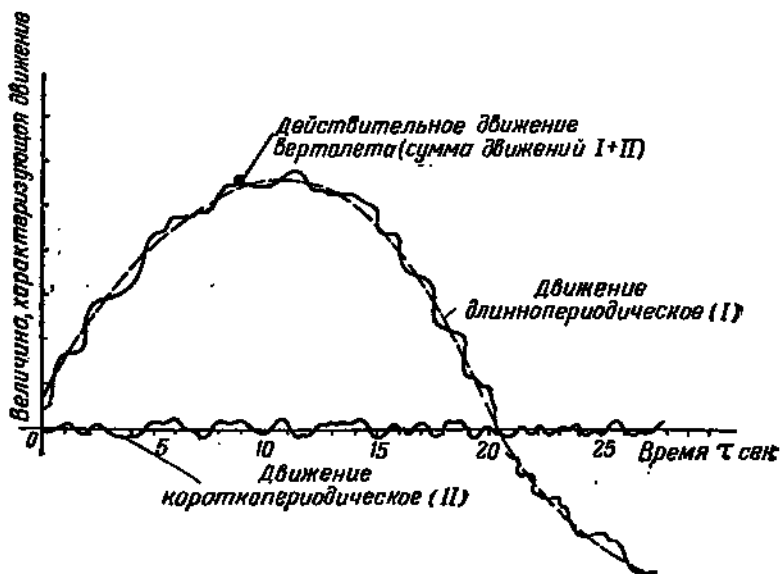


Рис. 158. Колебательный характер движений вертолета в полете

Короткопериодические движения мелкие и более резкие, продолжительность их может составлять десятые доли секунды. Борясь с этими движениями, летчик непрерывно отклоняет рули на небольшие углы для сохранения требуемого пространственного положения вертолета.

Можно сказать, что главным в устойчивости и управляемости вертолета является характер реакции его на отклонение органа управления или на атмосферное возмущение.

## 2. ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ПОНЯТИЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

Прежде чем рассматривать основные вопросы устойчивости и управляемости вертолета, дадим определения основных понятий.

**Центровка вертолета** — положение центра тяжести вертолета в плоскости симметрии относительно оси несущего винта, а также

относительно плоскости вращения втулки несущего винта, выраженное в *мм*.

**Балансировка вертолета** — наличие равновесия моментов от всех сил, действующих на вертолет, относительно центра тяжести.

**Управляемость вертолета** — способность отвечать соответствующими движениями на действия летчика основными органами управления вертолета (ручкой управления, педалями, рычагом общего шага).

**Устойчивость вертолета** — способность его при наличии возмущения возвращаться в полете к исходному положению после окончания действия возмущения.

**Статическая устойчивость** — стремление вертолета вернуться к исходному режиму полета под действием сил и моментов, возникающих вслед за прекращением действия возмущения. Иными словами, наличие восстанавливающих моментов немедленно после отклонения вертолета от положения равновесия.

Летательный аппарат является статически устойчивым, если он стремится вернуться в состояние равновесия после отклонения его из этого положения.

Летательный аппарат является нейтральным, если он стремится сохранить положение, которое занял после отклонения его возмущающими силами и, наконец, он является неустойчивым, если стремится еще дальше отойти от состояния равновесия после отклонения аппарата возмущающими силами.

**Динамическая устойчивость** — это такое качество летательного аппарата, которое определяет характер движений и величину отклонений от исходного положения по времени после прекращения действия возмущений. Динамическая устойчивость характеризует не начальное состояние летательного аппарата после отклонения из положения равновесия, а весь процесс возмущенного движения. В большинстве случаев динамическая устойчивость летательного аппарата связана с его колебаниями относительно положения равновесия после его нарушения.

**Демпфирование** — наличие восстанавливающих моментов от аэродинамических сил (например, от тяги), возникающих при угловом перемещении летательного аппарата и всегда препятствующих этому угловому перемещению (т. е. вращению относительно какой-либо из трех осей).

Демпфирование возникает при неустановившемся движении вертолета и прямо пропорционально угловой скорости его поворота (тангажа или крена).

Необходимо указать на то, что разделение устойчивости летательного аппарата на статическую и динамическую, вообще говоря, чисто условно и призвано лишь для облегчения анализа вопросов устойчивости. Рассматривая реальные условия полета вертолета, не всегда можно определить границу между статической и динамической устойчивостью.

«В действительности, конечно, существует единственная устойчивость самолета — способность самолета возвращаться после окончания действия на него возмущений к исходному движению или, как говорят, сохранять исходный режим полета»<sup>1</sup>.

В еще большей степени это положение относится к вертолету.

В одной из своих работ по вертолетам академик Б. Н. Юрьев говорит: «Для вертолета почти невозможно отделить статическую устойчивость от динамической; о статической устойчивости вертолета можно говорить лишь условно, проводя известную аналогию со статической устойчивостью самолета».

В силу отличий в условиях работы несущего винта при осевой обдувке (висение, вертикальный полет) и при косо́й обдувке (горизонтальный полет или наклонный) динамическую устойчивость вертолета обычно разделяют на «динамическую устойчивость при висении», и «динамическую устойчивость при поступательном полете».

Это деление тоже условно, так же, как и деление устойчивости на статическую и динамическую, и вызвано лишь тем, что «динамическая устойчивость на висении» несколько легче поддается математическому анализу, чем «динамическая устойчивость в поступательном полете».

### 3. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА

При изучении балансировки вертолета необходимо рассмотреть:

- 1) схему сил и моментов от этих сил относительно центра тяжести, действующих на вертолет;
- 2) уравнения равновесия моментов от этих сил вокруг всех трех осей (вертолет принимается находящимся в данный момент в установившемся движении или на режиме висения).

Вертолет считается сбалансированным, когда он находится в равновесии, т. е. когда все силы и моменты от сил взаимно уравновешиваются. При этом равновесие должно быть достигнуто во всех трех плоскостях (вертикально продольной, вертикально поперечной и горизонтальной плоскостях). Естественно, что равновесие сил и моментов, достигнутое для какого-либо одного определенного режима, нарушится, если изменится режим, например, увеличится или уменьшится скорость полета, изменится вес или центровка вертолета, увеличится или уменьшится мощность двигателя, если изменится высота полета или возникнет возмущение воздушного потока, изменяющее угол атаки несущего винта (порыв ветра).

Рассмотрим схему сил и моментов, действующих на вертолет в горизонтальном полете (рис. 159 и 160).

<sup>1</sup> И. В. Остославский и Г. С. Калачев, Продольная устойчивость и управляемость самолета, Оборонгиз, 1961 г., стр. 17.



**Силы и моменты сил, действующие на одновинтовой вертолет на режиме горизонтального полета в плоскости его симметрии (продольная балансировка)**

**С и л ы:**

- вес вертолета  $G$ ;
- составляющая  $T$  полной аэродинамической силы несущего винта  $R$  (направленная по оси втулки винта);
- составляющая силы  $R$ , действующая в плоскости вращения втулки несущего винта (продольная сила)  $H$ ;
- сила вредного сопротивления  $X_{вр}$  (сила сопротивления фюзеляжа и других несущих частей конструкции, шасси, стабилизатора);
- продольная сила рулевого винта  $H_{рул}$  (практически величина ее очень мала и при анализе равновесия ею обычно пренебрегают);
- подъемная сила стабилизатора  $Y_{ст}$ .

**Мо м е н т ы:**

- реактивный момент рулевого винта  $M_{рул. реакт}$ ;
- продольный момент несущего винта, имеющего разнос горизонтальных шарниров подвески лопастей  $M_{гш}$ ;
- моменты от сил, действующих на вертолет, равные произведению сил на плечи их приложения относительно центра тяжести вертолета.

**Силы и моменты, действующие в поперечной плоскости (поперечная балансировка)**

**С и л ы:**

- вес вертолета  $G$ ;
- вертикальная составляющая полной аэродинамической силы  $Y$ ;
- боковая сила несущего винта  $S$  (составляющая силы  $R$  несущего винта, возникающая вследствие наклона конуса вращения лопастей вбок);
- тяга рулевого винта  $T_{р.в}$ ;
- боковая составляющая сопротивления фюзеляжа (например, при полете вертолета со сносом)  $Z_{ф}$ .

**Мо м е н т ы:**

- моменты от сил, действующих на вертолет;
- поперечный момент несущего винта, имеющего разнос горизонтальных шарниров.

**Силы и моменты, действующие в горизонтальной плоскости (путевая балансировка)**

**С и л ы:**

- горизонтальная составляющая сила  $P$  полной аэродинамической силы  $R$ ;
- сила вредного сопротивления  $X_{вр}$ ;
- боковая составляющая тяги несущего винта  $S$ ;

- тяга рулевого винта  $T_{р.в}$ ;
- боковая составляющая силы вредного сопротивления  $Z_{\phi}$ ;
- продольная сила рулевого винта  $H_{р.в}$ .

**Моменты:**

- реактивный момент несущего винта;
- момент от тяги рулевого винта  $M = T_{р.в} l_{р.в}$ ;
- моменты от боковых сил.

Отличительными особенностями схем сил и моментов, действующих на двухвинтовой вертолет с продольным расположением несущих винтов, является прежде всего отсутствие сил и моментов от рулевого винта.

В этом случае на заднем винте возникают те же силы и моменты, что и на переднем; однако благодаря тому, что винты вращаются в разные стороны, реактивные моменты и боковые силы также направлены в разные стороны.

Оси несущих винтов значительно более удалены от центра тяжести, чем удалена ось несущего винта от центра тяжести одновинтового вертолета; следовательно, силы несущих винтов действуют на значительно больших плечах относительно центра тяжести.

На режимах висения, вертикального набора высоты или вертикального снижения (при осевой обдувке) передний и задний несущие винты работают примерно в одинаковых условиях, поэтому величины сил и моментов на винтах одинаковы.

На режимах кривой обдувки (например, горизонтальный полет) при одинаковом значении общего шага вследствие влияния переднего винта на задний величины сил и моментов будут различны.

Для того чтобы величины сил и моментов были равны, необходимо на заднем винте иметь большие значения общего шага. Вследствие этого на переднем и заднем винтах будут возникать различные по величине реактивные моменты, для уравнивания которых необходимо придавать различные отклонения автоматов перекоса.

При рассмотрении продольной балансировки вертолета с продольным расположением несущих винтов часто их условно заменяют одним эквивалентным винтом, при этом тяга эквивалентного винта принимается равной сумме тяг переднего и заднего винтов, а линия действия этой суммарной тяги принимается за ось эквивалентного винта. Ось эквивалентного винта проходит приблизительно через середину прямой, соединяющей втулки несущих винтов.

Положение центра тяжести вертолета (центровка) в этом случае рассматривается относительно оси эквивалентного винта.

Наиболее важное значение с точки зрения устойчивости и управляемости вертолета имеет продольная балансировка. Моменты всех аэродинамических сил, действующих на одновинтовой вертолет в продольной плоскости, могут быть сведены к двум: моменту от сил несущего винта и моменту от фюзеляжа и других ненесущих частей вертолета. При наличии управляемого стабилизатора к этим

двум основным моментам добавляется третий момент от аэродинамических сил стабилизатора.

Соответственно моменты вертолета с продольным расположением винтов можно свести к трем моментам: от сил переднего винта, от сил заднего винта и от фюзеляжа.

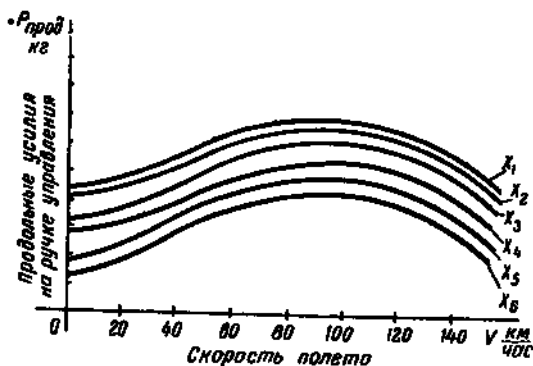


Рис. 161. Балансировочные кривые для горизонтального полета одновинтового вертолета

Если вертолет имеет управляемый стабилизатор, то момент от возникающих на нем аэродинамических сил следует выделить, добавив его к трем перечисленным моментам.

Изменение режима полета изменяет балансировку вертолета, так как при этом изменяются величины сил и моментов, действующих на вертолет. Равновесие сил в новых, измененных условиях полета достигается в основном изменением мощности двигателя, подводимой к несущему винту, действием рычагом объединенного управления «шаг-газ».

Равновесие моментов получается путем отклонения ручки управления и педалей, которые сообщают несущим винтам отклонения автоматов перекоса, а рулевому винту — изменение величины общего шага. Таким образом, летчик по изменению положения вертолета относительно горизонта, по отклонению ручки управления и педалей, а также по усилиям на них судит об изменении балансировки вертолета.

Графики изменения отклонений ручки управления и педалей или изменения усилий на ручке управления и педалях в зависимости от изменения скорости полета и центровки называются балансировочными характеристиками вертолета (рис. 161).

Из схем балансировки вертолетов видно, что изменение центровки влечет за собой изменение величин моментов от сил, действующих на вертолет, так как при этом изменяются плечи сил. Для создания равновесия при новом, измененном положении центра тяжести изменяются как положение органов управления, так и прилагаемые к ним усилия.

У самолета изменение центровки оказывает сильное влияние на характеристики его устойчивости. Он может обладать хорошей устойчивостью при переднем положении центра тяжести; смещение же центра тяжести назад ухудшает устойчивость. Наконец, при каком-то заднем положении центра тяжести самолет становится нейтральным, а при дальнейшем смещении центра тяжести назад (например, при загрузке хвостовой части фюзеляжа) становится неустойчивым.

У одновинтового вертолета схемы Б. И. Юрьева изменение центровки почти не изменяет характеристик его устойчивости. Такой вертолет представляет собой как бы маятник, подвешенный к несущему винту, поэтому изменение центровки изменит лишь наклон фюзеляжа, а следовательно, для равновесия потребуется лишь изменить положение ручки управления. Поэтому предельные возможные эксплуатационные центровки вертолета (задняя или передняя) должны определяться максимально возможными отклонениями автомата перекоса (т. е. предельными отклонениями ручки управления).

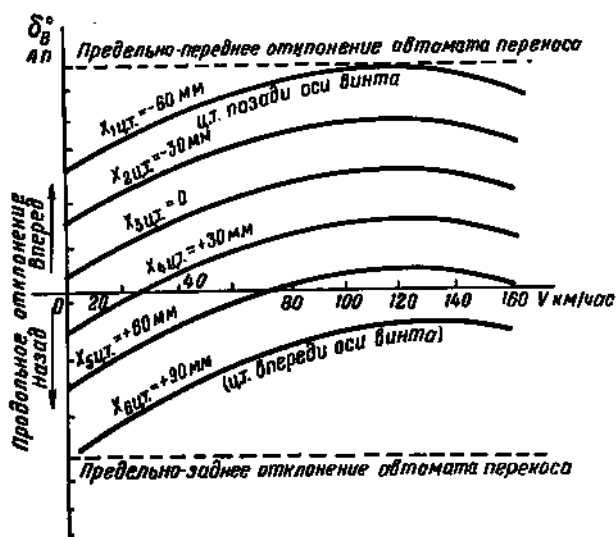


Рис. 162. График продольных отклонений автомата перекоса по скорости, характеризующий крайне предельные центровки для установившихся режимов полета

Из графика продольных отклонений автомата перекоса по скорости (рис. 162) видно, что в данном примере крайне предельными центровками для установившихся режимов полета являются положения центра тяжести: заднее  $X = -60$  мм, переднее  $X = +90$  мм.

Однако при таких центровках вертолета летчик, совершая полет, был бы лишен возможности бороться с возмущениями при висении, когда  $X = +90$  мм, и при полете со скоростью  $V = 120$  км/час, когда  $X = -60$  мм. В этих случаях автомат перекоса уже полностью отклонен и возникающие пикирующий момент при висении и кабрирующий момент при скорости полета 120 км/час нечем было бы парировать, вертолет стал бы неуправляемым. Следовательно, всегда необходим какой-то запас отклонений рулей. Поэтому практически предельными центровками в нашем примере могут быть центровки: задняя  $X = -30$  мм, передняя  $X = +60$  мм.

Для двухвинтового вертолета с продольным расположением несущих винтов продольная центровка оказывает влияние не только на «запасы рулей»; здесь она уже может определять еще и степень устойчивости вертолета при различных режимах полета.

Необходимо заметить, что наличие боковой силы несущего винта  $S$ , которая не может быть уравновешена тягой рулевого винта на всех режимах полета, приводит к тому, что полет одновинтового вертолета совершается либо с некоторым небольшим скольжением, либо с креном. В этих случаях за счет скольжения или крена достигается равновесие сил, действующих в поперечной плоскости (рис. 163).

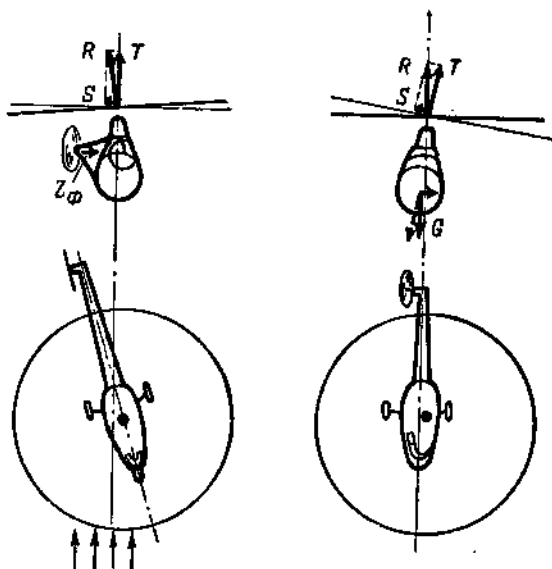


Рис. 163. Скольжение или крен вертолета в полете с поступательной скоростью

#### 4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Об управляемости вертолета можно судить по усилиям, какие необходимо приложить к органам управления и их отклонениям при различных установившихся режимах полета для того, чтобы перевести вертолет с определенной интенсивностью из одного режима в другой.

Надо сказать, что управляемость и устойчивость вертолета весьма тесно связаны между собой. Ранее было уже сказано, что эти качества в некоторой степени противостоят друг другу.

Для более детальной оценки реакции вертолета на управление управляемость подразделяют на несколько самостоятельных характеристик, а именно: эффективность управления, чувствительность управления, усилия на органах управления и запаздывание в управлении.

Каждая из них характеризует отдельные стороны управляемости и зависит от определенных параметров.

Прежде чем рассматривать характеристики управляемости, необходимо вкратце рассмотреть физическую картину управления несущим винтом.

### Непосредственное управление несущим винтом

Для того чтобы легче было уяснить принцип управления несущим винтом вертолета, рассмотрим сначала управление упрощенным двухлопастным винтом, шарнирно закрепленным на валу без автомата перекося (рис. 164). В этом случае имеет место «непосредственное управление», т. е. управление наклоном оси несущего винта.

На рис. 164, А вал несущего винта вращается на месте против часовой стрелки. К нему шарнирно прикреплены две лопасти, которые могут совершать маховые движения относительно оси б—б. Ось б—б лежит в плоскости вращения втулки вала и перпендикулярна валу. Это положение оси б—б относительно вала сохраняется при любом наклоне вала.

При наклоне вала, как показано на рис. 164, В, в результате отклонения ручки управления или наклона вместе с корпусом вертолета ось его отклонится от оси, перпендикулярной плоскости вращения концов лопастей, т. е. в первый момент не будет совпадать с ней. Лопасти в силу инерции вращения или, иначе говоря, в силу гироскопического эффекта стремятся сохранить первоначальную плоскость вращения. Сила, заставившая наклоняться вал, не может создать необходимый момент для поворота плоскости вращения лопастей, так как лопасти закреплены шарнирно.

Занять положение, перпендикулярное валу, плоскость вращения лопастей может лишь в том случае, если возникнут силы, перпендикулярные траектории движения концов лопастей, т. е. в данном случае силы, направленные вертикально.

Если бы несущий винт находился в безвоздушном пространстве, то плоскость вращения концов лопастей так и оставалась бы в первоначальном положении и несущий винт работал бы так же, как работает гироскоп. Принципиальные схемы, изображенные на рис. 164, В и 164, Г, свидетельствуют о том, что это принципиально возможно. Однако в реальных условиях на лопастях возникают аэродинамические силы, которые заставляют плоскость вращения повернуться и занять другое положение, перпендикулярное валу, соответственно новому положению вала.

Как видно из рис. 164, Б и 164, В, наклон вала вызывает изменение углов атаки у лопастей. В азимутальном положении  $90^\circ$  угол атаки сильно увеличивается, а в положении  $270^\circ$  уменьшается и может быть даже отрицательным. При вращении винта угол атаки циклически изменяется. Изменяется циклически и величина подъемной силы, возникающей на лопастях. При этом в азимутах  $0$  и  $180^\circ$  она сохраняет прежнее значение, на участке от  $\psi = 0$  до

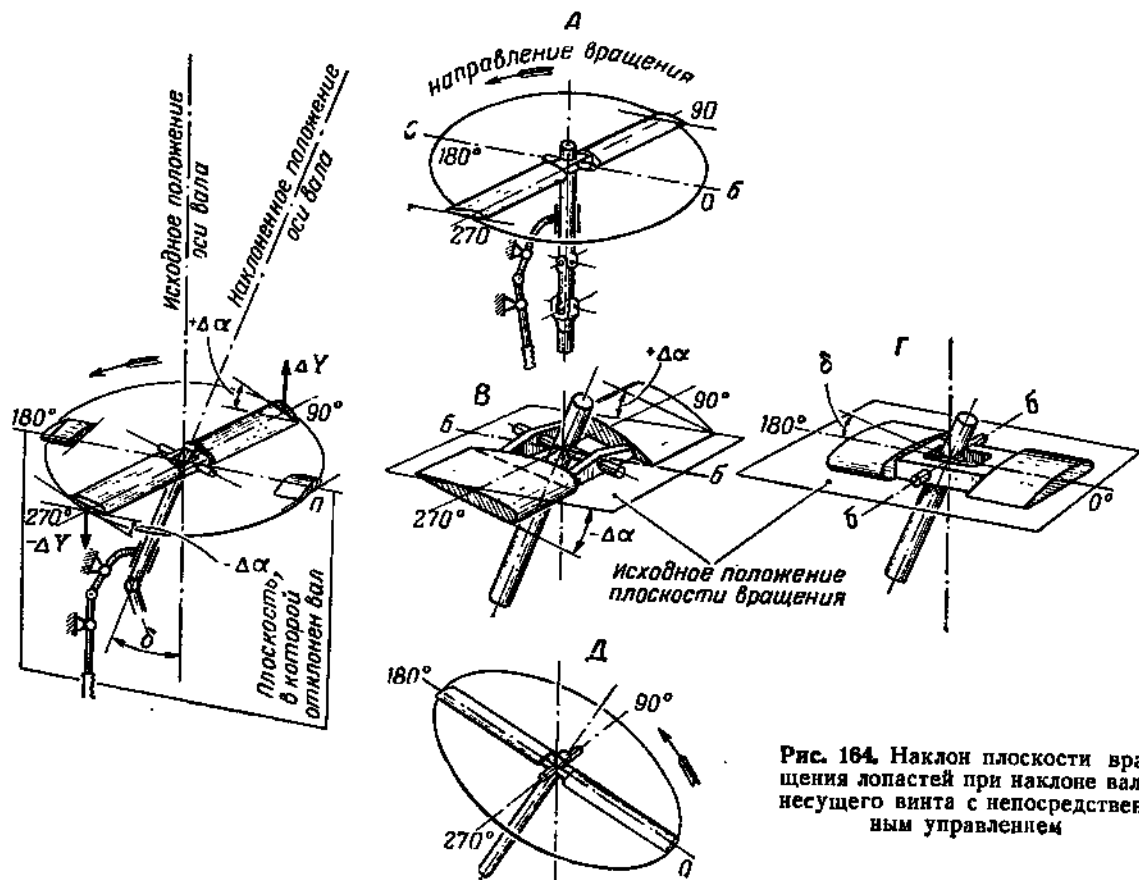


Рис. 164. Наклон плоскости вращения лопастей при наклоне вала несущего винта с непосредственным управлением

$\psi = 90^\circ$  она возрастает и в азимуте  $90^\circ$  имеет максимальное значение. Далее подъемная сила начинает убывать и в азимуте  $180^\circ$  имеет среднее исходное значение. Во всех других азимутах от  $180^\circ$  до  $0^\circ$  подъемная сила уменьшается по сравнению с исходным значением, а при  $\psi = 270^\circ$  величина ее отрицательна. Очевидно, что увеличение подъемной силы лопасти влечет за собой подъем ее с поворотом вокруг шарнира и, наоборот, уменьшение подъемной силы будет сопровождаться опусканием лопасти.

На первый взгляд кажется, что в тех азимутальных положениях, где подъемная сила имеет максимальную величину, будет и максимальное отклонение лопасти, а там, где подъемная сила минимальная или направлена вниз, лопасть также максимально отклонена вниз.

Из этого можно сделать неправильный вывод, что плоскость вращения наклоняется в направлении, перпендикулярном направлению отклонения вала. На самом деле она наклоняется в том же направлении, что и вал, т. е. в направлении, перпендикулярном тем азимутальным положениям, где подъемная сила лопасти имеет наибольшую или наименьшую величину.

Теоретические исследования показывают, что сдвиг фаз для предельных значений подъемной силы и отклонений лопасти составляет  $90^\circ$ , т. е. четверть оборота. Практика, вообще говоря, подтверждает этот вывод теории. Однако в некоторых случаях сдвиг фаз может быть несколько меньше, а чаще больше чем  $90^\circ$ , в зависимости от массовой характеристики лопасти, режима полета и характеристики регулятора взмаха.

Таким образом, лопасть достигает самого верхнего положения с опозданием на  $\frac{1}{4}$  оборота после того, как подъемная сила достигает максимальной величины, и, наоборот, самого нижнего положения с опозданием на  $\frac{1}{4}$  оборота после того, как подъемная сила достигает минимального значения.

Это происходит вследствие инерции махового движения лопасти.

Известно, что всякое тело, начавшее двигаться в результате приложения к нему какой-либо силы, стремится продолжать это движение и после того, как прекратила действовать эта сила. Лопасть несущего винта, поднимаясь ускоренно вверх от азимута  $0^\circ$  до азимута  $90^\circ$ , продолжает подниматься (правда, уже замедленно) также и в пределах между азимутами  $90^\circ$  и  $180^\circ$ , т. е. после того, как подъемная сила, достигнув максимума, начинает уменьшаться.

Таким образом, вслед за наклоном вала аэродинамические силы, действующие на лопасть, заставляют плоскость вращения изменять свое положение так, что она через некоторое время опять становится перпендикулярной валу (см. рис. 164, Д).

Следует отметить, что если бы вместо лопастей к валу были шарнирно закреплены штанги с грузами на концах, не способные создавать подъемной силы, то наклон вала не вызвал бы изменения положения плоскости вращения. Эта особенность использована в конструкции управления вертолетов Белл, где в целях улучше-

ния динамической устойчивости положение плоскости вращения автомата перекоса поддерживается неизменным за счет гироскопического действия вращающейся штанги с грузами на концах.

### Управление несущим винтом посредством автомата перекоса

Рассмотрим несколько подробнее работу автомата перекоса при отклонении ручки управления вертолетом. На рис. 165 схематически изображена работа автомата перекоса несущего винта при отсутствии разноса горизонтальных шарниров и регулятора взмаха.

Управление несущим винтом посредством автомата перекоса по своему действию равноценно непосредственному управлению, т. е. наклону вала. В том и другом случае наклон плоскости вращения происходит за счет действия аэродинамических сил.

Допустим, ручка управления отклонена вперед, что соответствует положению системы, изображенному пунктиром. Тогда автомат перекоса наклонится вперед на угол  $\delta$ .

Как видно из рисунка, вертикальная тяга, соединяющая кольцо автомата перекоса с лопастью, на  $1/4$  оборота опережает по ходу вращения самую лопасть. В азимуте  $90^\circ$  вертикальная тяга занимает такое же положение, какое она занимала до отклонения ручки управления. Двигаясь от азимута  $90^\circ$  к азимуту  $180^\circ$ , тяга опускается вниз. Лопасть в это время перемещается из азимута  $0^\circ$  в азимут  $90^\circ$  и вследствие опускания вертикальной тяги уменьшает свой установочный угол. В азимуте  $180^\circ$  вертикальная тяга займет крайнее нижнее положение, а лопасть, находясь в азимуте  $90^\circ$ , будет иметь наименьшее значение установочного угла. В азимуте  $0^\circ$  тяга займет крайнее верхнее положение, а лопасть соответственно в азимуте  $270^\circ$  будет иметь наибольший шаг.

В правой части изображены циклические изменения угла наклона вращающегося кольца автомата перекоса, шага лопасти, подъемной силы и отклонения лопасти от первоначальной плоскости вращения (наклон плоскости вращения).

Горизонтальной осью этих графиков служит развернутая окружность вращения какого-либо сечения лопасти. Соответственно изменению шага  $\varphi$  изменяет свою величину и подъемная сила  $Y_d$ . Однако за счет дополнительной обдувки лопасти при маховых движениях величина ее подъемной силы примерно сохраняется постоянной.

Как видно из рисунка 165, конструкция автомата перекоса учитывает запаздывание отклонения лопасти по отношению к циклическому изменению установочного угла. Наклон кольца автомата перекоса опережает на  $1/4$  оборота циклическое изменение установочного угла и совпадает по фазе с наклоном плоскости вращения. Поэтому отклонение ручки управления в том или ином направлении вызывает наклон плоскости вращения в таком же направлении.

В том случае, когда несущий винт имеет разнос горизонтальных шарниров и регулятор взмаха, работа автомата перекоса будет иметь некоторые особенности (рис. 166).

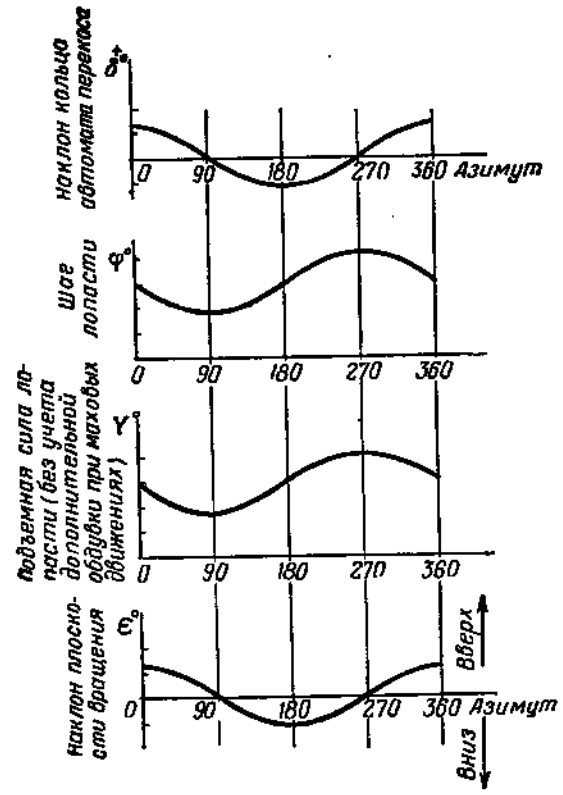
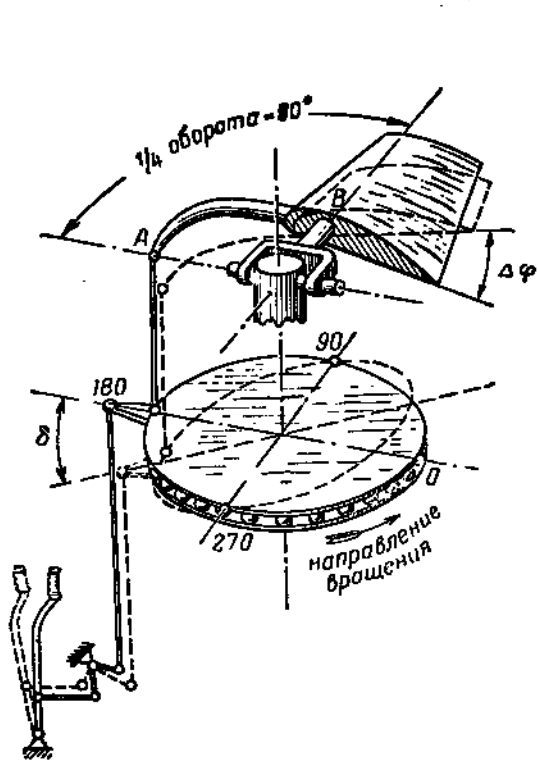


Рис. 166. Схема управления несущим винтом посредством автомата перекоса при отсутствии регулятора взмаха и разнеса горизонтальных шарниров

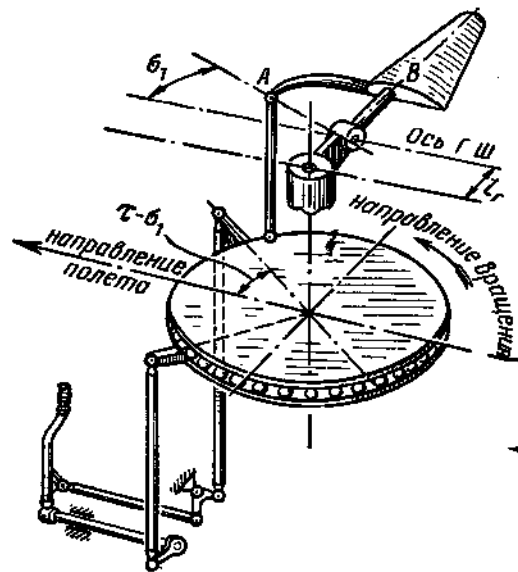
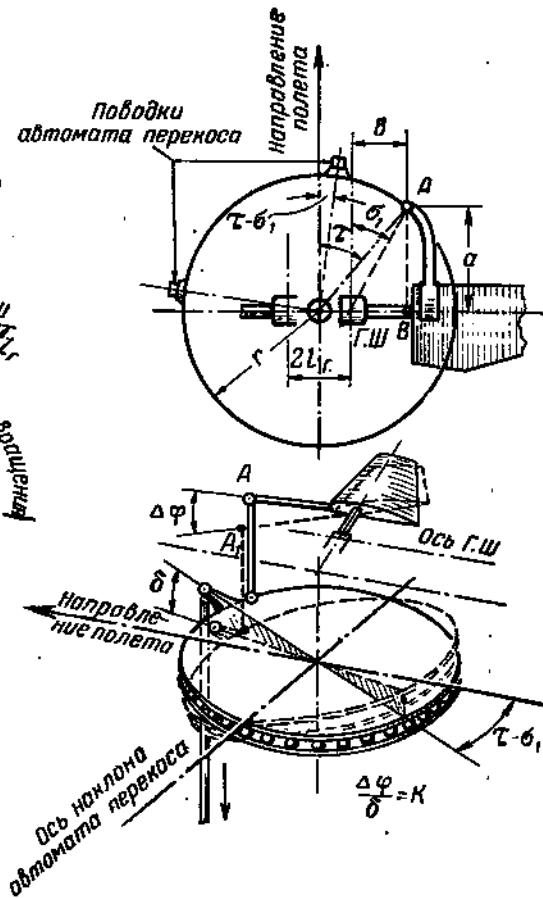


Рис. 166. Схема управления несущим винтом с разносом горизонтальных шарниров и с регулятором взмаха посредством автомата перекоса



При рассмотрении работы автомата перекоса несущего винта без регулятора взмаха и без горизонтальных шарниров (рис. 165) было видно, что точка  $A$ , за которую осуществлялся поворот лопасти вокруг ее продольной оси, опережала точку  $B$  на  $1/4$  оборота. При наличии разнеса горизонтальных шарниров и регулятора взмаха точка  $A$  имеет меньшее опережение относительно точки  $B$ , чем в первом случае (см. рис. 166). В последнем случае для наклона плоскости вращения в продольном направлении (например, вперед) кольцо автомата перекоса надо наклонять не в продольном направлении, а с некоторым смещением (угол  $\tau - \sigma_1$ ). Для наклона плоскости вращения в поперечном направлении кольцо автомата перекоса необходимо наклонять не в поперечном направлении, а также со смещением на угол  $\tau - \sigma_1$ .

Действительно, для чисто продольного наклона плоскости вращения, наклонив кольцо автомата перекоса в азимуте  $\psi = 180^\circ - \tau$ , мы будем иметь минимальный установочный угол в азимуте  $90^\circ$ , а максимальное отклонение лопасти вниз вследствие инерции махового движения, спустя  $1/4$  оборота, т. е. в азимуте  $180^\circ$ .

На рис. 166 видно, что угол наклона кольца автомата перекоса не равен изменению установочного угла лопасти. Угол наклона автомата перекоса меньше, чем изменение установочного угла. Это объясняется тем, что радиус автомата перекоса  $r$  больше плеча  $a$ . Отношение  $\frac{\Delta\varphi}{\delta}$  (коэффициент передачи автомата перекоса) различно для разных вертолетов; величина его колеблется в пределах от 1 до 2.

### Эффективность управления

Эффективностью управления называется наличие необходимых по величине моментов, возникающих при отклонении органа управления.

Наклон вала несущего винта (или наклон автомата перекоса), вызывающий наклон плоскости вращения винта, создает момент от тяги относительно центра тяжести вертолета, равный  $Th \sin \varepsilon$  и стремящийся наклонить вертолет (рис. 167).

В том случае, когда винт имеет разнос горизонтальных шарниров, при наклоне несущего винта возникает дополнительный момент от центробежных сил, равный  $J_c I_T \sin \varepsilon$ .

Таким образом, в результате отклонения плоскости вращения суммарный момент, отклоняющий вертолет, равен

$$M = (Th + J_c I_T) \cdot \sin \varepsilon.$$

Величина этого момента, отнесенная к углу наклона автомата перекоса  $\frac{M}{\delta}$  (т. е. величина отклоняющего момента, вызванного наклоном кольца автомата перекоса на  $1^\circ$ ), может быть названа степенью эффективности управления.

Как видно из рис. 167, эффективность управления повышается с увеличением расстояния от винта до центра тяжести  $h$ , а также

с увеличением разноса горизонтальных шарниров  $l_{гш}$ . Вертолеты, имеющие «высокий винт» и большой разнос горизонтальных шарниров, обладают лучшей управляемостью и позволяют иметь большой допускаемый диапазон изменения центровок.

На характеристики управляемости большое влияние оказывает демпфирование, без рассмотрения которого трудно уяснить сущность управляемости вертолета.

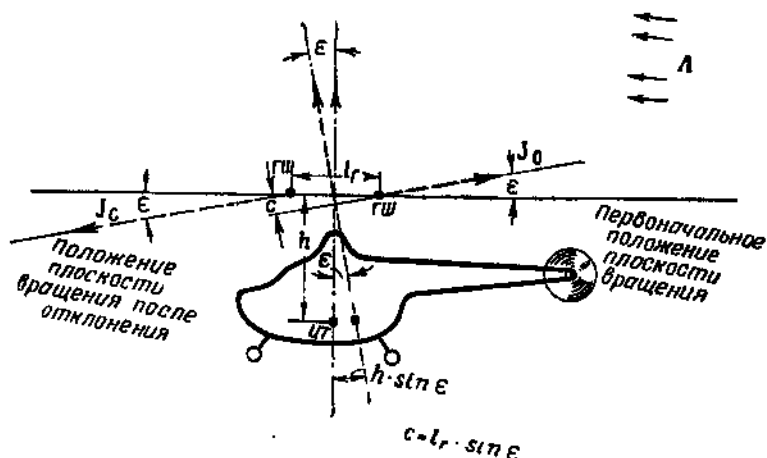


Рис. 167. Влияние разноса горизонтальных шарниров на эффективность управления

### Демпфирование

Прежде чем рассматривать демпфирование вертолета, кратко рассмотрим демпфирование самолета.

Предположим, что самолет по какой-либо причине начинает разворачиваться с некоторой угловой скоростью (рис. 168), напри-

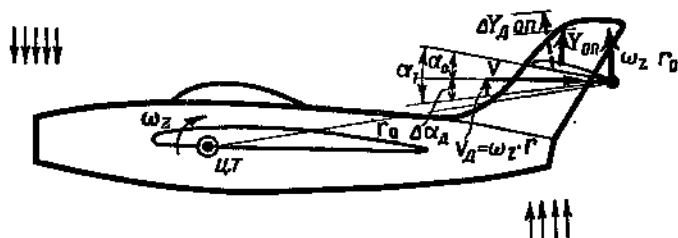


Рис. 168. Демпфирование поворотных движений самолета

мер назад. При вращении его относительно центра тяжести во всех точках возникают дополнительные составляющие скорости потока от вращения самолета  $V_d = \omega_z r$ , направленные противоположно вращению самолета.

За счет этого изменятся углы атаки различных частей самолета (крыла, фюзеляжа, оперения). На рис. 168 видно, что за счет дополнительной скорости  $\omega_z r_0$  угол атаки горизонтального оперения увеличивается на величину  $\Delta\alpha_d$ . Следовательно, должна увеличиться подъемная сила горизонтального оперения и должен возникнуть момент от нее  $\Delta M_{T,0}$  относительно центра тяжести, препятствующий вращению самолета назад. Точно так же, если бы самолет наклонялся на нос, то возник бы момент, препятствующий вращению вперед. Этот дополнительный момент, который всегда препятствует вращению самолета, называют демпфирующим моментом. Величина его прямо пропорциональна угловой скорости вращения самолета  $\omega_z$ .

Демпфирующий момент лишь препятствует вращению самолета, но не может вернуть его в исходное положение. При изменении направления вращения (например, при колебательных движениях) он также изменяет направление действия и будет препятствовать вращению в обратном направлении — к исходному положению так же, как он препятствовал начальному вращению от положения равновесия.

Так же как и горизонтальное оперение, будут создавать демпфирующие моменты и другие части самолета. В целом возникновение моментов, препятствующих вращению самолета как при отклонении из положения равновесия, так и при возвращении к исходному положению равновесия, принято называть демпфированием, т. е. гашением.

**Демпфирующий момент несущего винта.** При угловых перемещениях вертолета, так же как и у самолета, возникают демпфирующие моменты, препятствующие повороту вертолета. Однако демпфирование несущего винта вертолета имеет свои особенности.

При рассмотрении работы несущего винта с непосредственным управлением было установлено, что вследствие инерции лопастей между быстрым наклоном вала и наклоном плоскости вращения до восстановления соосности между плоскостями их вращения проходит некоторый промежуток времени.

Если же вал продолжает наклоняться, то плоскость вращения концов лопастей будет продолжать отставать от вала винта. При этом будет создаваться демпфирующий аэродинамический момент.

На рис. 169 изображен угол отставания плоскости вращения  $\delta$  при наклоне фюзеляжа (а следовательно, и вала) назад с угловой скоростью  $\Omega$  по какой-либо причине (например, при болтанке в воздухе).

На режиме висения угол отставания  $\delta$  может быть выражен следующей формулой:

$$\delta = \frac{16 \cdot \Omega}{\gamma \omega},$$

где  $\delta$  — угловое отставание плоскости вращения концов лопастей винта в радианах;

$\Omega$  — угловая скорость наклона вертолета (тангажа или крена) в радиан/сек;

$\gamma$  — массовая характеристика лопасти винта, выражающая отношение аэродинамических сил к массовым силам, т. е. силам инерции;  $\gamma$  обратно пропорциональна моменту инерции лопасти относительно горизонтального шарнира, или, проще говоря,  $\gamma$  тем меньше, чем больше удельный вес лопасти (см. стр. 63);

$\omega$  — угловая скорость вращения винта в радиан/сек.

Эта формула показывает, что угол отставания  $\delta$  будет увеличиваться с увеличением угловой скорости наклона  $\Omega$  и с уменьшением массовой характеристики  $\gamma$  и числа оборотов несущего винта.

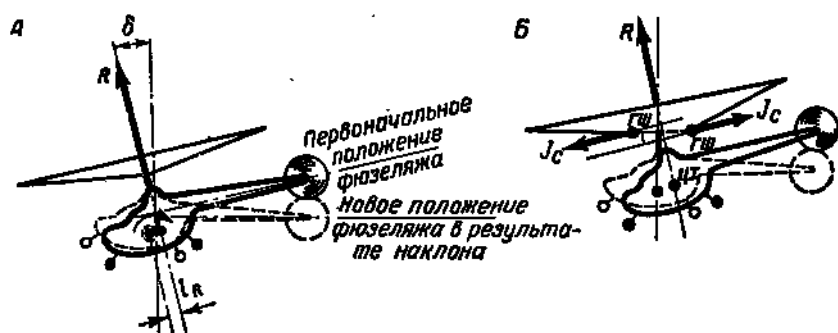


Рис. 169. Демпфирование несущего винта вертолета

Как видно из рис. 169, А, отставание плоскости вращения лопастей вызывает смещение вектора полной аэродинамической силы  $R$  относительно осей вертолета и создает, таким образом, момент относительно центра тяжести

$$M = Rl_{и.т.}$$

При наличии разнеса горизонтальных шарниров к этому моменту от тяги добавится еще и момент от центробежных сил (рис. 169, Б).

Моменты, возникающие вследствие наклона вертолета и обусловленные скоростью наклона, называют «демпирующими моментами тангажа» или «демпирующими моментами крена» в зависимости от того, относительно какой оси происходит наклон вертолета. Эти моменты действуют в направлении, противоположном направлению вращения фюзеляжа, следовательно, препятствуют наклону вертолета и являются стабилизирующими.

На небольших вертолетах, несущие винты которых имеют большое число оборотов, демпфирование меньше, чем на больших вертолетах с «тихоходными» винтами.

У вертолетов, несущие винты которых на концах лопастей имеют реактивные двигатели и, следовательно, большой момент инерции

относительно горизонтального шарнира, а значит и малую величину  $\gamma$ , следует ожидать большого демпфирования.

Момент демпфирования несущего винта, вообще говоря, для всех вертолетов будет тем больше, чем выше расположен несущий винт над центром тяжести и чем больше величина разноса горизонтальных шарниров.

Демпфирование тесно связано с управляемостью вертолета, а также с его динамической устойчивостью и в значительной степени определяет эти характеристики.

### Чувствительность к управлению

Под «чувствительностью к управлению» вертолета следует понимать его способность наклоняться или поворачиваться с той или иной угловой скоростью при отклонении соответствующего органа управления.

«Чувствительность к управлению» вертолета количественно может быть определена как максимальная угловая скорость его наклона (тангажа или крена), достигаемая при отклонении «рулей» на  $1^\circ$  (автомата перекоса или шага рулевого винта)  $\frac{\omega_z}{\delta_{a,n}}$ .

Если отклонить ручку управления (например, в сторону) и удержать ее в этом положении, то вертолет, преодолевая инерцию, начнет наклоняться в ту же сторону с постепенно возрастающей угловой скоростью. С увеличением угловой скорости соответственно увеличится и противодействующий момент демпфирования крена. При некотором значении угловой скорости наступит равенство момента демпфирования и момента управления. Тогда угловая скорость наклона вертолета станет постоянной, так как моменты, действующие на вертолет, будут взаимно уравновешены. Именно это значение угловой скорости наклона, отнесенное к отклонению руля на  $1^\circ$ , и будет характеризовать чувствительность к управлению.

Чувствительность к управлению, с одной стороны, зависит от эффективности управления (чем выше эффективность управления, тем больше чувствительность к управлению), с другой стороны, она зависит от демпфирования (чем больше демпфирование, тем ниже чувствительность).

Если демпфирование велико по сравнению с эффективностью рулей, то максимальная скорость наклона, достигаемая при данном отклонении ручки управления, будет невелика. Даже при небольшой скорости наклона возникает достаточно большой момент демпфирования для уравновешивания момента управления. Ясно также, что если демпфирование несущего винта невелико по сравнению с эффективностью управления, то максимальная угловая скорость, достигаемая при данном отклонении ручки управления, будет велика.

Вертолеты небольших размеров (одно-, трехместные) обладают высокой чувствительностью к управлению. Это вызывается не большой эффективностью управления, а малым демпфированием, кото-

рое для подобного вертолета значительно меньше, чем для самолета.

Отметим конструктивные параметры, оказывающие значительное влияние на чувствительность к управлению.

Высота расположения винта и разнос горизонтальных шарниров не влияют на чувствительность, так как они в равной степени изменяют как эффективность управления, так и демпфирование несущего винта. Однако отношения высоты винта и разноса шарниров к моменту инерции фюзеляжа в значительной степени определяют время, необходимое для достижения максимальной угловой скорости наклона, т. е. запаздывание во времени. Чем больше момент инерции фюзеляжа, тем больше время запаздывания.

Устройства, увеличивающие демпфирование винта (введение в систему управления гироскопа или гироскопического устройства в виде стержня с грузами на концах типа, применяемого на американских вертолетах Белл), уменьшают чувствительность к управлению.

### Усилия на ручке управления

Контроль режима полета на самолете, в том числе и контроль за положением самолета в пространстве летчик обычно ведет визуальным наблюдением за приборами и за горизонтом, а также по положению органов управления и по усилиям на ручке управления и педалях. Случайное кратковременное изменение скорости и положения самолета относительно горизонта, вызванное, например, порывом ветра или другими причинами, летчик чувствует по изменению усилий на ручке управления и педалях. На устойчивом самолете при увеличении скорости возникает давящее усилие на ручке управления, при уменьшении скорости — тянущее усилие. Это значит, что летчик, получая такие сигналы об изменении режима и инстинктивно стремясь восстановить исходные усилия на ручке управления, переместит ее в такое положение, когда усилие будет равно первоначальному.

Для лопастей несущего винта вертолета применяются профили с почти неизменным положением центра давления по хорде при изменении угла атаки лопасти в диапазоне нормальных летных углов атаки.

Для вертолета это необходимо потому, что иначе на ручку управления непрерывно передавались бы изменяющиеся с достаточно большой частотой усилия вследствие периодически изменяющегося угла атаки каждой лопасти.

Применение профилей с неизменным центром давления почти исключает пульсацию усилий на ручке управления. Но вместе с тем это лишает летчика возможности судить об изменении режима полета или об изменении пространственного положения вертолета по усилию на ручке управления.

Для того чтобы дать летчику возможность судить о необходимом направлении действия ручкой управления, в систему управления

автоматом перекося введены пружинные механизмы. Принцип действия пружинного механизма продольного управления показан на рис. 170. Схема поперечного управления подобна схеме продольного управления.

Если изменение режима полета требует отклонения ручки управления, то пружины будут сопротивляться ее отклонению от нейтрального положения. При отклонении ручки управления вперед задняя пружина растягивается. На ручке управления при этом возникают давящие усилия. При отклонении ручки управления назад растягивается передняя пружина, при этом на ручке управления возникают тянущие усилия.

Для того чтобы можно было сбалансировать вертолет для длительного полета, конструктивно обеспечивается возможность регулировать натяжение пружин. С этой целью заделка неподвижного

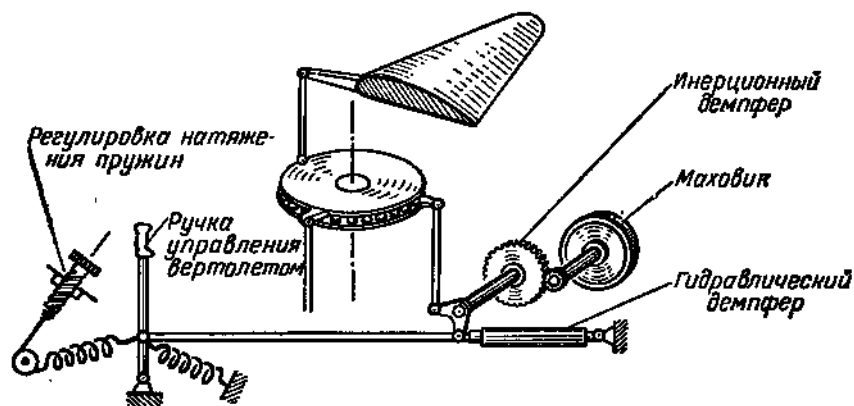


Рис. 170. Установка демпферов и пружин в системе управления несущим винтом

конца передней пружины может быть смещена посредством червячного механизма (см. рис. 170) в ту или другую сторону. В данном случае червячный механизм выполняет роль триммера на органах управления самолетом.

Выше было сказано, что благодаря безмоментному профилю лопасти пульсации усилий на ручке управления не возникают. Однако это не совсем точно.

На самом деле на ручке управления все же заметны колебания нагрузок, передающихся ей от несущего винта.

Для того чтобы эти колебания свести к минимуму, в систему управления, кроме пружин, вводятся инерционные или гидравлические демпферы. Роль их сводится к поглощению скачков усилий от аэродинамических сил лопастей винта силами инерции вращающихся масс (в инерционном демпфере) или работой сил трения при перетекании жидкости в гидравлическом демпфере (рис. 170). В случае применения необратимого управления (например, червячных передач, необратимых гидроусилителей) пульсаций

усилий на ручке управления не будет. В данном случае на ручку управления при ее отклонении будет передаваться лишь трение в системе управления.

При правильном подборе пружин усилия на ручке управления характеризуют изменение балансировки вертолета по скорости, поскольку они возникают при отклонении ручки управления (рис. 171).

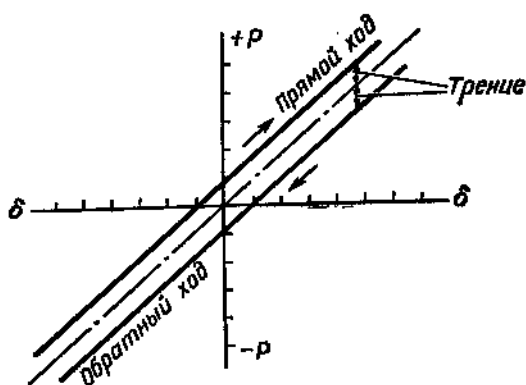


Рис. 171. Усилия на ручке управления от пружин при различных углах ее отклонения (триммер в нейтральном положении)

### Запаздывание в управлении

Существенная разница в принципе управления самолетом и вертолетом состоит в том, что на самолете рули и элероны размещены от центра тяжести на достаточно большие плечи (3—15 м и больше), тогда как на одновинтовом вертолете, где продольное и поперечное управление осуществляется наклоном плоскости вращения несущего винта, плечи относительно центра тяжести наклоненного вектора тяги очень невелики (0—0,5 м) (рис. 172).

Следовательно, момент, поворачивающий летательный аппарат в результате отклонения ручки управления, у вертолета характеризуется большой величиной силы, у самолета же сравнительно небольшой величиной силы. Это означает, что для создания необходимого момента путем изменения направления действия силы тяги на вертолете нужно сообщить дополнительное движение значительно большему количеству воздуха, чем на самолете. На самолете отклонение ручки управления, например «от себя», сразу же вызывает образование силы на руле высоты, действующей вверх, и опускание носа самолета вниз. На вертолете же отклонение ручки управления «от себя» приведет к созданию необходимого момента спустя некоторое время, т. е. только тогда, когда воздушный поток от винта примет новое направление.

В силу того, что лопасть при вращении обладает большой инерцией и значительной упругостью, наклон плоскости вращения про-

исходит не мгновенно, плоскость вращения стремится сохранить свое положение. Кроме того, воздушный поток, протекающий через несущий винт, с наклоном плоскости вращения не сразу меняет свое направление. Во время наклона плоскости вращения отбрасываемый винтом поток становится более возмущенным; при этом возникают дополнительные вихреобразования, что несколько задерживает установление нового направления силы тяги.

Таким образом, вертолет реагирует на отклонение ручки управления хотя и достаточно сильно, но всегда с некоторым запаздыванием. Запаздывание можно охарактеризовать временем  $\tau_{\text{зад}}$  от начала действия органом управления до начала изменения режима

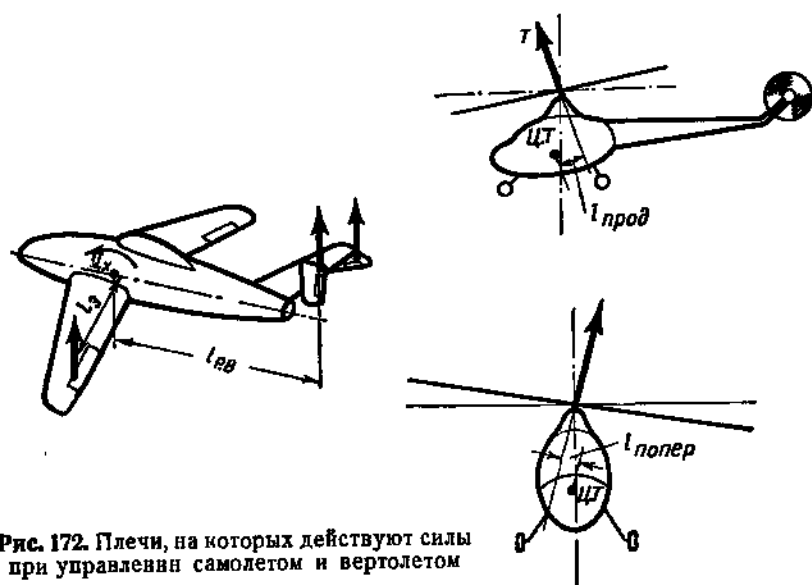


Рис. 172. Плечи, на которых действуют силы при управлении самолетом и вертолетом

полета или положения вертолета. Раз начав изменять свое пространственное положение, вертолет весьма интенсивно стремится продолжить угловое перемещение вокруг центра тяжести.

Все это вместе взятое требует от летчика при управлении вертолетом, особенно при изменении режима, двойных «упреждающих» отклонений ручки управления. При этом сами отклонения должны быть небольшими. Для наклона вертолета или движения его в какую-либо сторону необходимо отклонить ручку в этом направлении и, не дожидаясь, пока вертолет займет необходимое положение, вернуть ручку, несколько не доходя до исходного положения.

## 5. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Основой статической и динамической устойчивости несущего винта с шарнирными лопастями и всего вертолета в целом является закономерность изменения наклонов плоскости вращения

лопастей с изменением режима полета, что приводит к возникновению моментов от аэродинамических сил несущего винта относительно центра тяжести. Эти моменты либо стремятся восстановить нарушенное положение равновесия, либо еще более отклонить несущий винт от первоначального положения.

На рис. 173, слева, изображен самолет, совершающий установившийся горизонтальный полет. В правой части рисунка показано изменение скорости и угла атаки в результате воздействия порыва ветра, направленного под углом к траектории полета.

Разложив вектор скорости  $v$  на две составляющие:  $v_x$  и  $v_y$ , можно увидеть, что за счет вектора  $v_x$  увеличивается горизонтальная скорость обтекания крыла и становится равной  $V_1 = V_0 + v_x$ , а за счет вектора  $v_y$  увеличивается угол атаки крыла до значения  $\alpha_1 = \alpha_0 + \Delta\alpha$ . Без большой ошибки можно считать, что  $W = V_1$ . Изменения угла атаки и изменения скорости полета вызовут два рода дополнительных сил и моментов, которые, как будет показано дальше, по-разному будут воздействовать на поведение летательного аппарата.

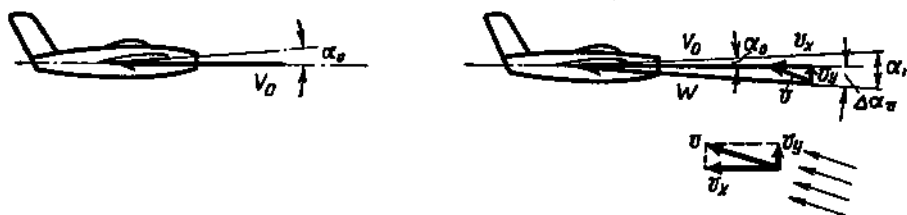


Рис. 173. Изменение угла атаки и скорости обтекания самолета при воздействии возмущений

Соответственно такому разделению действия возмущений рассматривают два вида статической устойчивости: статическую устойчивость по скорости и статическую устойчивость по углу атаки.

Такое разделение устойчивости, вообще говоря, является условным, так как практически в большинстве случаев изменяются одновременно и скорость полета, и угол атаки, однако в целях упрощения анализа оно вполне допустимо. Для того чтобы выявить разницу между статической устойчивостью самолета и статической устойчивостью вертолета, проведем сравнение их.

Если при установившемся полете увеличить угол атаки самолета, сохранив постоянную скорость, то у статически устойчивого по углу атаки самолета возникает пикирующий аэродинамический момент за счет очень эффективного увеличения пикирующего момента от оперения (рис. 174).

Рассмотрим теперь статическую устойчивость самолета при изменении скорости, но при постоянном угле атаки. Изменение скорости сравнительно с ее значением в сбалансированном состоянии самолета при неизменных угле атаки и траектории полета не ведет к возникновению аэродинамического момента относительно

центра тяжести, так как с изменением скорости полета при неизменном угле атаки изменяются пропорционально все аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет, т. е. равновесие моментов не нарушается. Получается лишь изменение траектории полета (взмывание или опускание самолета), достаточное для восстановления скорости балансирующего режима.

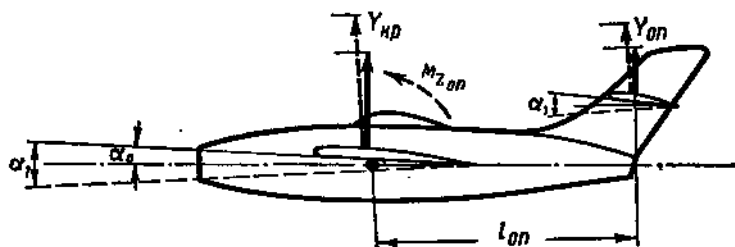


Рис. 174. Восстанавливающий момент оперения у статически устойчивого самолета

Отсюда следует, что самолет обладает нейтральной статической устойчивостью по скорости и для него необходимо определять лишь статическую устойчивость по углу атаки.

На рис. 175 показана балансирующая кривая статически устойчивого самолета.

Переходя к рассмотрению статической устойчивости вертолета, напомним, что аэродинамические силы и моменты, действующие на

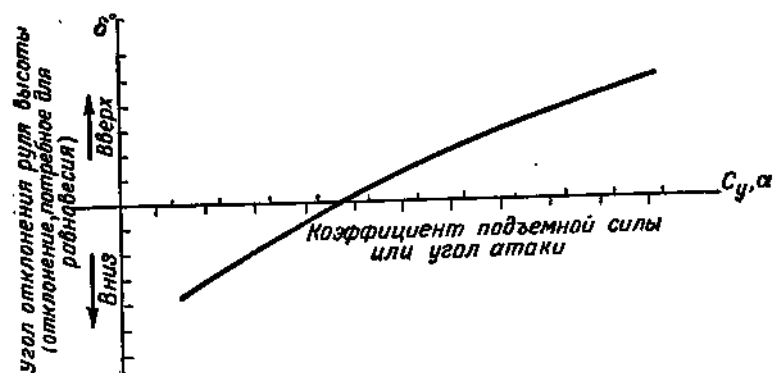


Рис. 175. Балансирующая кривая статически устойчивого самолета

вертолет, следует разделить на силы и моменты, возникающие на несущем винте, и на силы и моменты, возникающие на фюзеляже и других несущих частях вертолета. Такое деление необходимо потому, что зависимость сил и моментов от скорости и от угла атаки у этих двух групп различная.

## 6. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПО СКОРОСТИ

Рассмотрим положение несущего винта вертолета, движущегося с горизонтальной скоростью.

Как показано на рис. 176, увеличение скорости вызывает усиление маховых движений лопастей и, как следствие, наклон назад конуса вращения лопастей винта, что создает момент относительно центра тяжести вертолета  $M = Rl_R$ . Этот момент является кабрирующим при увеличении скорости и пикирующим при уменьшении скорости, т. е. он всегда препятствует изменению скорости.

Следовательно, несущий винт вертолета имеет продольную статическую устойчивость по скорости.

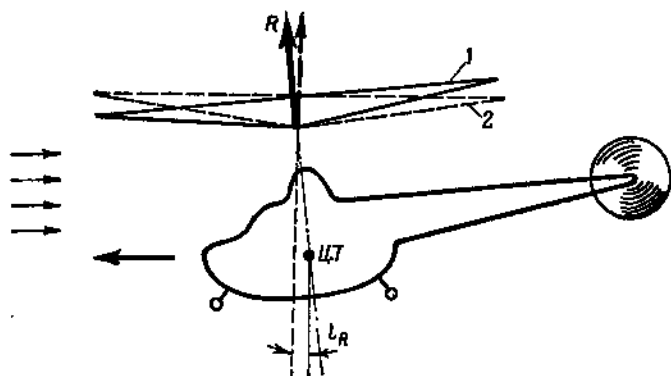


Рис. 176. Влияние скорости горизонтального полета на положение конуса вращения лопастей:

1 — положение конуса вращения, соответствующее меньшей скорости;  
2 — положение конуса вращения при увеличении скорости полета

Изменение момента тяги по скорости является мерой статической устойчивости по скорости.

$$M_V = \frac{\Delta M}{\Delta V},$$

где  $M_V$  — мера статической устойчивости по скорости;  
 $\Delta M$  — величина дополнительного стабилизирующего момента;  
 $\Delta V$  — изменение скорости.

## 7. СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПО УГЛУ АТАКИ

При рассмотрении принципа работы «непосредственного управления» несущим винтом было установлено, что при висении вертолета наклон фюзеляжа вызывает такой же наклон плоскости вращения. В такой же мере это относится и к несущему винту с автоматом перекоса. Если не действовать ручкой управления, то тяга винта на висении даже при наклонах вертолета в стороны всегда будет проходить через центр тяжести.

Это значит, что вертолет на режиме висения при изменении угла атаки обладает статической устойчивостью.

В горизонтальном полете при изменении продольного наклона фюзеляжа возникает изменение угла атаки несущего винта и из-

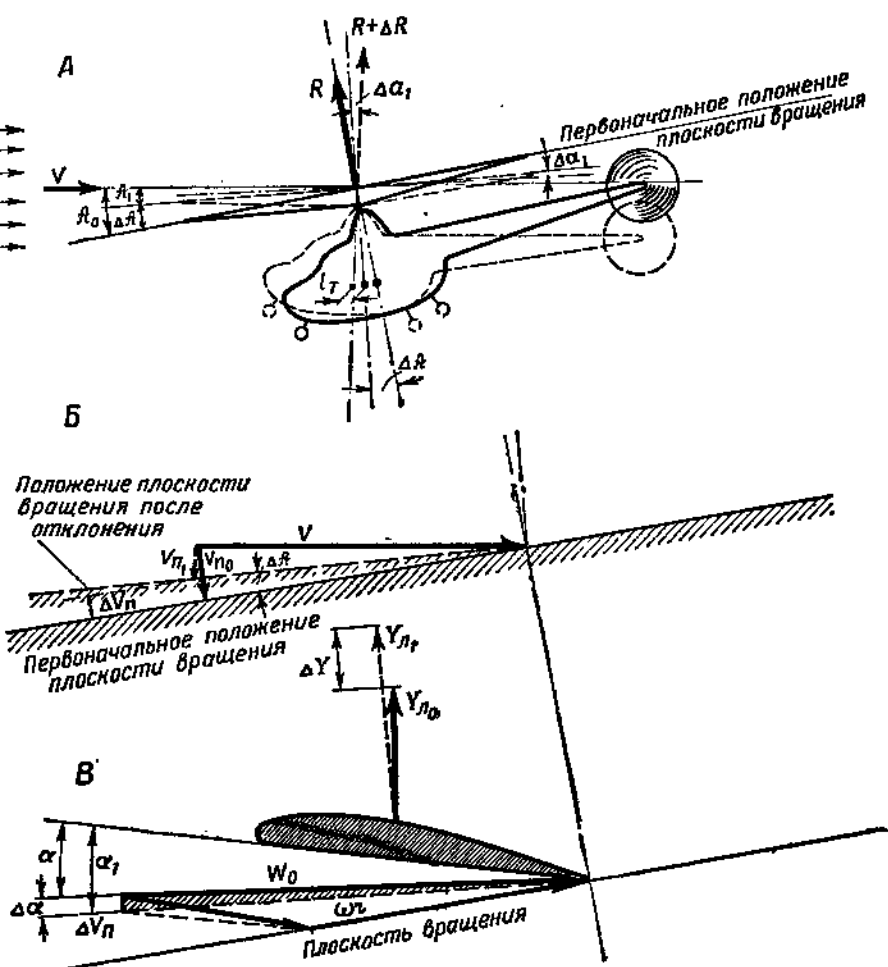


Рис. 177. Влияние изменения угла атаки несущего винта на балансировку вертолета при неизменной скорости полета

менение маховых движений, что приводит к возникновению момента относительно центра тяжести и к изменению величины тяги.

Рассмотрим, что произойдет при изменении угла атаки  $\Delta \alpha$  вследствие отклонения вертолета от балансировочного положения на кабрирование (рис. 177, А).

На рис. 177 сплошными линиями изображено все, что относится к первоначальному положению равновесия, пунктирными линия-

ми — все, что относится к измененному положению в первый момент времени после отклонения. Угол атаки несущего винта в отклоненном положении стал  $A_1 = A_0 - \Delta A$ . Вследствие изменения угла атаки несущего винта изменятся и углы атаки в сечениях лопастей.

Составляющая скорости  $V$ , спроектированной на плоскость, перпендикулярную плоскости вращения, должна уменьшиться на величину  $\Delta V_n$  (рис. 177, Б) одинаково в любых азимутальных положениях лопасти. Это значит, что в сечениях лопасти угол атаки увеличится на угол  $\Delta\alpha = \frac{\Delta V_n}{W}$ . В различных азимутальных положениях лопасти величина  $\Delta\alpha$  неодинакова.

Изменение угла атаки вызовет изменение величин подъемных сил лопастей, которые по аналогии с подъемной силой крыла пропорциональны  $\Delta\alpha \cdot W^2$  (так как  $Y_x = \frac{\rho S}{2} c_y V^2$ , а  $c_y = k\alpha$ ).

Подставив значение  $\Delta\alpha = \frac{\Delta V_n}{W}$ , мы можем сказать, что увеличение подъемной силы  $\Delta Y$  прямо пропорционально  $\Delta V_n W$ .

Так как значение  $\Delta V_n$  по площади, ометаемой винтом при вращении постоянно, то изменение подъемной силы из-за изменения угла атаки несущего винта больше на обгоняющей лопасти (при  $\psi = 90^\circ$ ), где значение  $W$  является наибольшим.

Это неравномерное увеличение подъемной силы обгоняющей и отстающей лопастей будет компенсироваться увеличением маховых движений, что приведет к уравниванию величин  $\Delta Y$  (рис. 177, В) до среднего значения  $\Delta Y_{ср}$ . Увеличение маховых движений в свою очередь приведет к дополнительному наклону конуса вращения винта относительно фюзеляжа назад на угол  $\Delta\alpha_1$ .

Одновременно с этим увеличение подъемных сил всех сечений лопастей вызовет увеличение полной аэродинамической силы винта на  $\Delta R$ .

Наклон вектора  $R$  назад относительно фюзеляжа, вызываемый изменением угла атаки несущего винта, создает на плече  $l_R$  кабрирующий момент относительно центра тяжести фюзеляжа. При этом величина момента вследствие увеличения силы  $R$  будет равна произведению  $(R + \Delta R) l_R$ . Этот момент стремится еще более отклонить вертолет на кабрирование. Отсюда следует, что несущий винт неустойчив по углу атаки.

Свойство несущего винта таково, что отклонение угла атаки винта от балансировочного положения вызывает большее изменение кабрирующего момента, чем пикирующего. Степень неустойчивости винта по углу атаки при кабрировании больше, чем при пикировании.

Изменение момента вследствие изменения угла атаки несущего винта служит мерой статической неустойчивости по углу атаки  $M_A = \frac{\Delta M}{\Delta A}$  (рис. 178).

Статическая устойчивость несущего винта является основой статической устойчивости вертолета, поэтому, так же как и для не-

сущего винта, для вертолета в целом следует учитывать две стороны статической устойчивости: статическую устойчивость по скорости (устойчивость), статическую устойчивость по углу атаки (неустойчивость). Так как практически эти виды статической устойчивости всегда проявляются одновременно в разной степени в зависимости от режима полета, то вертолет может оказаться устойчивым на одних режимах и неустойчивым на других.

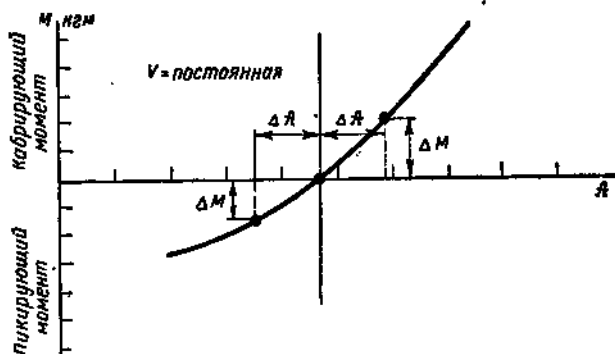


Рис. 178. Продольный момент, создаваемый несущим винтом относительно центра тяжести вертолета, в зависимости от угла атаки

## 8. ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА ПО СКОРОСТИ И ПО УГЛУ АТАКИ

Фюзеляж и другие несущие части вертолета, а также стабилизатор (если он установлен на вертолете), так же как и несущий винт, создают аэродинамические моменты, которые изменяются при изменении скорости или угла атаки.

Фюзеляж обычного одновинтового вертолета, как правило, является неустойчивым по углу атаки. Вследствие того, что момент от него в установившемся полете обычно пикирующий, он с увеличением скорости полета стремится еще более отклониться от равновесного положения (рис. 179).

Стабилизатор для улучшения устойчивости вертолета устанавливается обычно на отрицательные углы атаки. Он повышает статическую устойчивость по углу атаки и, создавая кабрирующий момент, способствует правильной балансировке вертолета с изменением скорости (рис. 180). Однако стабилизатор почти не влияет на устойчивость вертолета при полете на малой скорости или на висении, когда аэродинамический момент от него ничтожно мал.

Реактивный момент рулевого винта также оказывает известное влияние на продольную статическую устойчивость вертолета. В зависимости от направления вращения рулевого винта он может создавать либо кабрирующий, либо пикирующий момент. С увеличением скорости полета этот реактивный момент уменьшается, изме-

няя величину суммарного продольного момента, действующего на вертолет в нужном направлении.

Общий продольный момент, действующий на вертолет, выражается как сумма всех отдельных моментов:

$$M_z = M + M_\phi + M_{ст} + M_{\text{реакт. р. в.}}$$

Изменение величины момента  $M_z$  с изменением скорости полета  $\frac{\Delta M_z}{\Delta V}$  и при изменении угла атаки  $\frac{\Delta M_z}{\Delta \alpha}$  характеризует продольную статическую устойчивость вертолета.

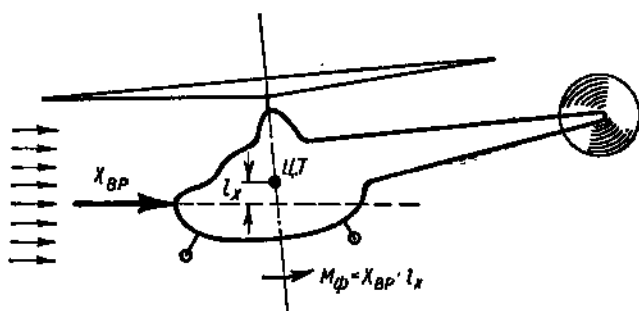


Рис. 179. Продольный момент от силы сопротивления фюзеляжа  $X_{вр}$

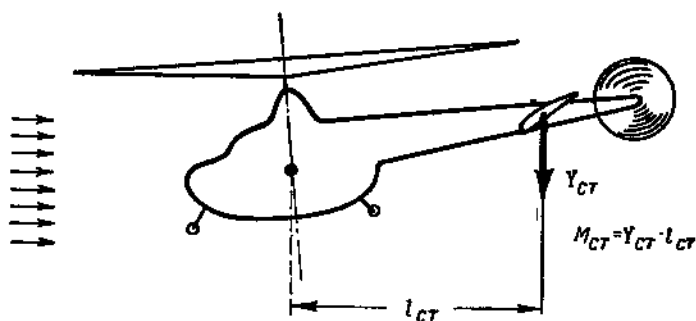


Рис. 180. Продольный момент от стабилизатора

При установившемся режиме  $M_z$  должен быть равен нулю.

Величины отклонения ручки управления, а также возникающие на ней усилия, потребные для восстановления или изменения режима полета, дают представление об устойчивости вертолета.

Для увеличения скорости летчик отклоняет ручку управления вперед, и если положение ручки управления при большой скорости остается впереди ее исходного положения, то это значит, что вертолет обладает статической устойчивостью с фиксированной ручкой управления. Если при этом усилие на ручку управления стремится отклонить ее назад, то это значит, что вертолет обладает статической устойчивостью также и при брошенной ручке управления.

Если летчику для сбалансирования вертолета при увеличенной скорости после первоначального отклонения ручки управления вперед приходится переводить ее в положение, предшествующее первоначальному, то это значит, что вертолет неустойчив при фиксированной ручке управления. Подобно этому, в случае неустойчивости при брошенной ручке управления усилие на ручке управления при увеличении скорости стремится отклонить ручку управления вперед.

## 8. ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Динамическая устойчивость определяет движение вертолета после воздействия возмущения.

Практически сразу же после того, как возникло возмущение, летчик реагирует на него, отклоняя органы управления так, чтобы восстановить исходное положение равновесия. При этом в каждом отдельном случае, в зависимости от субъективных особенностей и степени натренированности, разные летчики по-разному работают органами управления и соответственно один и тот же вертолет может иметь различный характер поведения после возникшего возмущения.

Для того чтобы можно было дать объективную сравнительную оценку динамической устойчивости различных вертолетов, необходимо сравнивать их при одинаковых условиях. Этими условиями могут быть:

— неизменное положение органов управления (в основном ручки управления), т. е. «фиксированное положение ручки управления»;

— неизменная величина усилия при брошенной ручке управления (случай «брошенной ручки управления»).

Поведение вертолета при «брошенной ручке управления» представляет больший практический интерес, чем поведение его с фиксированной ручкой управления, так как об устойчивости самолета или вертолета в полете летчик судит обычно по усилиям на ручке управления.

Рассмотрение динамической устойчивости обычно начинают с устойчивости при условии «фиксированной ручки управления» и анализируют свободное движение вертолета после воздействия возмущения. Это движение может быть аperiодическим или колебательным.

Под аperiодическим движением подразумевается такое движение, когда вертолет после прекращения действия возмущения в течение некоторого дальнейшего времени либо плавно продолжает еще более отклоняться от исходного положения, либо плавно возвращается к нему. При этом движение происходит все время в одну сторону, т. е. без перемены направления или без колебаний.

В первом случае вертолет аperiодически неустойчив, во втором случае аperiодически устойчив (рис. 181).

Под колебательным движением подразумевается такое движение, когда вертолет после отклонения, двигаясь в сторону исход-

ного положения равновесия, проходит его, отклоняется в противоположную сторону, а затем начинает движение обратно к положению равновесия, но снова проскакивает его и движется в сторону первоначального отклонения и т. д. (рис. 182). В большинстве

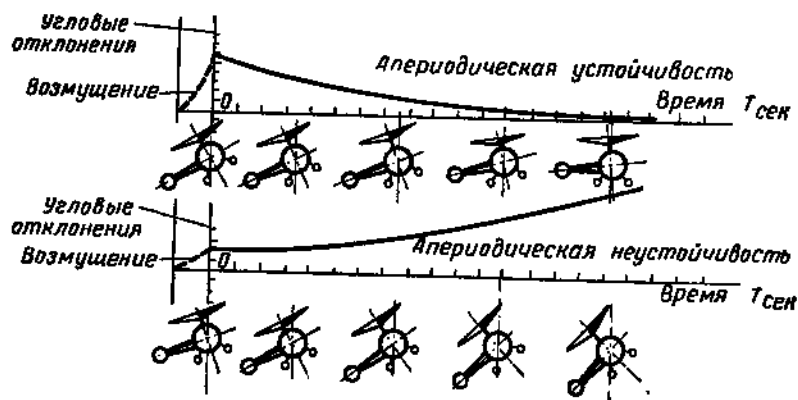


Рис. 181. Апериодические движения вертолета

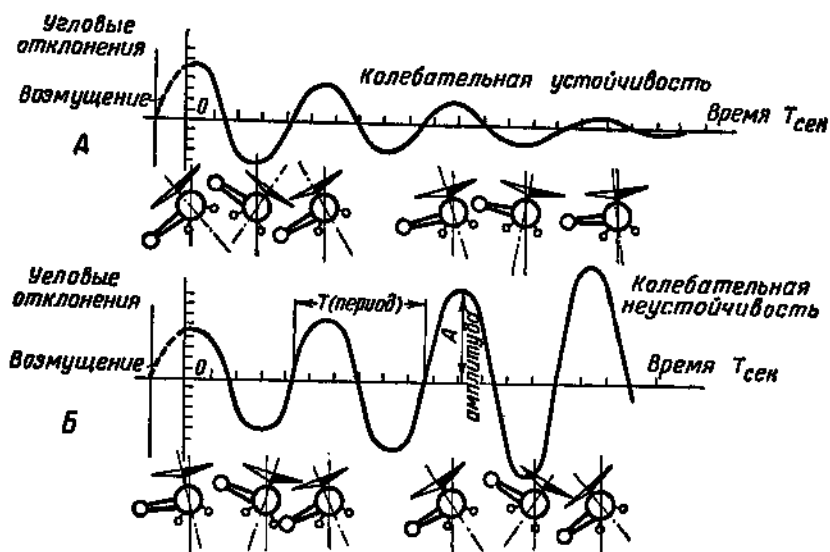


Рис. 182. Колебательные движения вертолета:

А — затухающие; Б — возрастающие

случаев свободное (неуправляемое) движение вертолета после прекращения действия возмущающих сил бывает колебательным.

Время, за которое вертолет совершает одно полное колебание, т. е. за которое он вернется к первоначальному отклоненному положению, называется периодом колебания. Максимальное отклоне-

ние от положения равновесия будет называться амплитудой колебания.

Как видно из рис. 182, колебательное движение может быть затухающим (рис. 182, А) или возрастающим (рис. 182, Б). В первом случае вертолет будет устойчивым, во втором неустойчивым.

Свободное колебательное движение вертолета состоит из двух колебаний: из колебания с малым периодом (от 0,5 до 3 сек.), обычно сильно задемпфированного, т. е. быстро затухающего, и из колебания с продолжительным периодом (от 10 до 30 секунд), мало демпфируемого или слабо затухающего. При этом одно колебание накладывается на другое.

Колебание с малым периодом (короткопериодическое) можно назвать «маятниковым колебанием», при котором фюзеляж колеблется как маятник, шарнирно прикрепленный к втулке винта (рис. 183, I).

Колебание с большим периодом (долгопериодическое) можно представить себе как колебание какого-то гигантского маятника, у которого центр тяжести вертолета служит точкой, где сосредоточена масса маятника, относительно точки, расположенной где-то далеко от вертолета (рис. 183, II).

Практика показывает, что наличие колебаний долгопериодических и короткопериодических присуще не только вертолетам, но характерно также и для всех самолетов, существенно отличающихся от вертолетов по компоновке и по конструктивным параметрам.

Короткопериодические колебания вертолета влияют главным образом на угловое положение фюзеляжа и на угловую скорость его  $\omega_z$  и  $\omega_x$  относительно поперечной и продольной осей.

Короткопериодические колебания относительно поперечной оси в поступательном полете почти не изменяют скорости полета. Долгопериодические колебания связаны главным образом с восстановлением равновесия сил, действующих по касательной к траектории; они мало изменяют угол наклона фюзеляжа и вызывают небольшие угловые скорости.

В поступательном полете (горизонтальном или наклонном) продольные колебания с большим периодом влияют в основном на скорость полета и угол наклона траектории полета к горизонту.

Короткопериодические движения вертолета не всегда замечаются летчиком как «колебания» в силу того, что они быстро затухают. Однако эти колебания играют большую роль в пилотировании вертолета, особенно при полете на малой скорости и на режиме висения. Неопытный летчик, стремясь парировать эти колебания чрезмерным вмешательством в управление, может сам усугубить результат их, раскачивая вертолет. Характеристики поведения короткопериодических колебаний очень важны с точки зрения поведения вертолета в условиях болтанки, а также при выполнении различных маневров при полете у земли.

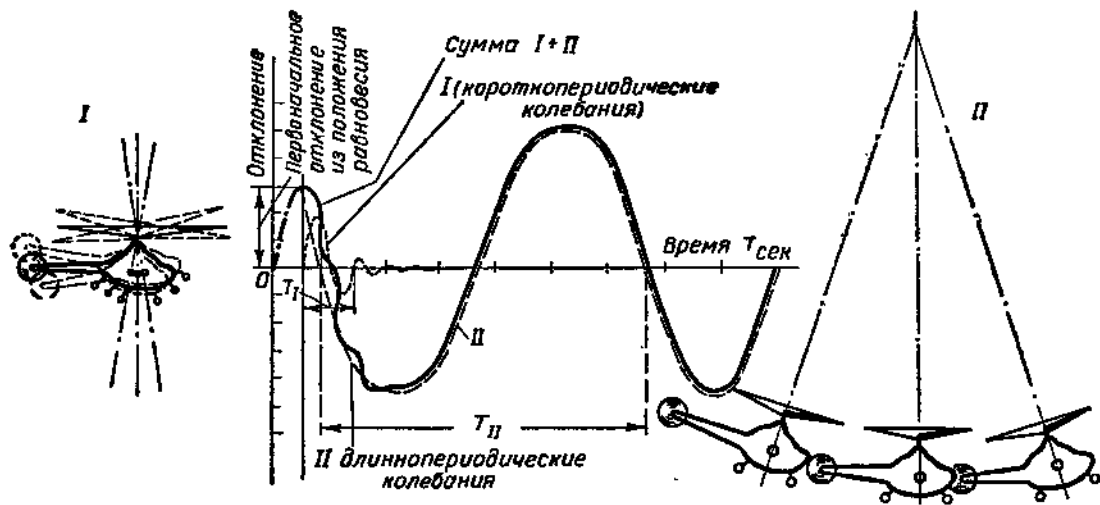


Рис. 183. Короткопериодические и длиннопериодические колебания вертолета

Длиннопериодические колебания играют существенную роль главным образом в длительном полете, и особенно в «слепых» полетах, когда в результате действия этих колебаний непрерывно нарушается режим полета (скорость, высота и др.). Правда, летчик всегда может успеть парировать их действие, поскольку период этих колебаний велик, тем не менее они требуют постоянного вмешательства в управление, вызывая утомляемость летчика в длительном полете.

Продольные колебания вертолета обычно характеризуются периодом  $T_n$  и временем  $T_{д1}$ , потребным для удвоения амплитуды при возрастающих колебаниях, или временем  $T_{д2}$ , потребным для уменьшения амплитуды вдвое в случае затухающих колебаний.

Если построить линию, огибающую максимальные точки кривой колебаний, то угол наклона этой линии тоже будет характеризовать колебания (рис. 184). Действительно, если эта линия с увеличением времени поднимается вверх (амплитуды колебаний возрастают) — колебания неустойчивые, если линия опускается (амплитуды уменьшаются) — колебания устойчивые.

Наклон огибающей кривой называют декрементом затухания колебаний.

В первом случае декремент затухания положительный, во втором случае отрицательный.

Динамически устойчивый режим полета вертолета будет при отрицательном значении декремента затухания.

Для какого-либо конкретного вертолета декремент затухания может быть положительным для одного режима (например, висение) и отрицательным для другого режима (например, горизонтальный полет на крейсерской скорости), т. е. вертолет, неустойчивый на одних режимах, может оказаться устойчивым на других режимах.

Динамическая устойчивость вертолета зависит главным образом от демпфирования несущего винта. Чем больше демпфирование, тем устойчивее вертолет.

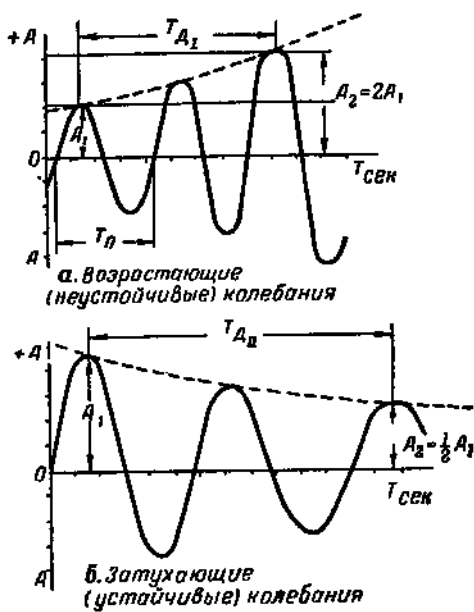


Рис. 184. Период колебаний вертолета и время увеличения или уменьшения амплитуды вдвое

Как уже говорилось раньше, демпфирование есть действие восстанавливающих сил и моментов, возникающих при угловом движении вертолета и противодействующих этому движению. Демпфирование хотя и снижает эффективность управления, но оказывается весьма полезным с точки зрения динамической устойчивости вертолета и является главным средством улучшения этой устойчивости.

## 10. ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА НА ВИСЕНИИ

Рассмотрим возникновение колебательных движений одновинтового вертолета на режиме висения, когда горизонтальная скорость  $V=0$ . Будем считать, что центр тяжести вертолета лежит на конструктивной оси несущего винта. Вектор полной аэродинамической силы  $R$  все время направлен перпендикулярно плоскости вращения концов лопастей, а величина его принимается неизменной в течение всего цикла колебаний.

На рис. 185 показано 10 положений вертолета, совершающего свободное колебание (здесь ось  $x$  направлена по горизонту).

Положение 0 — исходное положение вертолета до возмущения.

Положение 1 — соответствует тому, когда вертолет получил возмущение и начал двигаться вперед со скоростью  $V_1$ . С точки зрения существа дела безразлично, начал ли вертолет перемещаться со скоростью  $V_1$  или воздух начал перемещаться относительно вертолета со скоростью  $V_1$ , поэтому нижеприведенные рассуждения одинаково справедливы для обоих случаев.

Косая обдувка винта вследствие возникновения скорости  $V_1$  вызывает маховые движения лопастей относительно горизонтальных шарниров. Это, как известно, приводит к завалу конуса вращения назад на угол  $\alpha_1$ , а следовательно, и к наклону вектора  $R$  назад на угол  $\alpha_1$ . Этому моменту на рис. 185 соответствует положение 2.

Как видно из рисунка, здесь появилась горизонтальная составляющая тяги, замедляющая дальнейшее движение вертолета, а вместе с тем возник момент от силы  $R$  на плече  $l_1$ , стремящийся наклонить вертолет назад.

В положении 3 показано, что этот момент повернул вертолет назад на угол  $\theta$ , но вместе с вертолетом наклонился назад и конус вращения, ось которого теперь составляет с вертикалью угол  $\theta + \alpha_1$ . Однако чем далее перемещается вертолет, тем больше становится горизонтальная составляющая силы  $R$ , тормозящая его движение, и тем более уменьшается скорость  $V$ . Вследствие этого уменьшается и угол  $\alpha_1$ . Наконец, замедляющая сила заставит вертолет остановиться.

В положении 4 скорость  $V=0$  и  $\alpha_1=0$ , а угол наклона вертолета  $\theta$  стал максимальным. В результате вертолет под действием горизонтальной составляющей силы тяги начинает двигаться обратно, т. е. в направлении, противоположном первоначальному перемещению (см. положение 5). Снова возникает

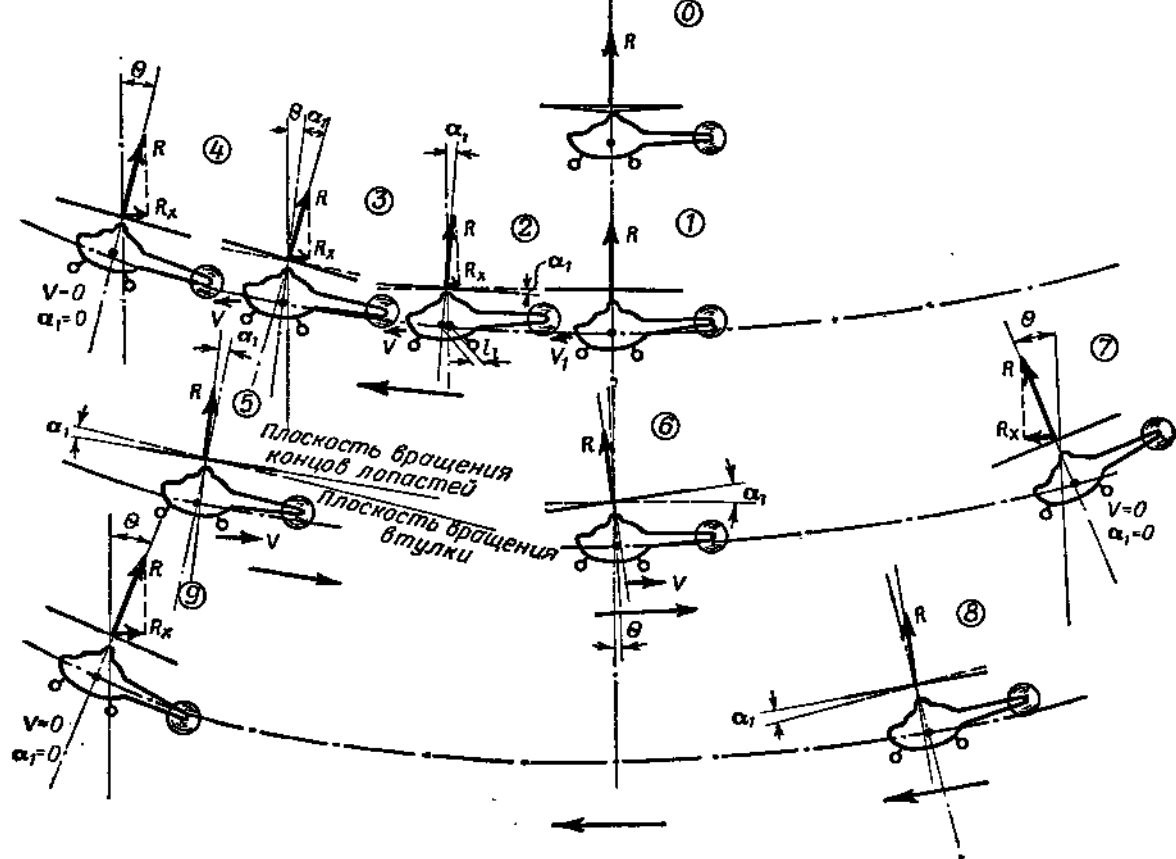


Рис. 185. Колебательные движения одновинтового вертолета на режиме висения

наклон  $\alpha_1$  оси конуса, относительно конструктивной оси винта, направленный теперь уже в противоположную сторону.

В положении 6 скорость возвратного движения достигает максимального значения, так же как и угол  $\alpha_1$ . В этом положении, которое ранее соответствовало положению равновесия, вертолет уже наклонен вперед на угол  $\theta$  вследствие момента от силы  $R$  относительно центра тяжести, обусловленного новым значением  $\alpha_1$ .

Положение 7 противоположно положению 4, однако здесь уже наклон вертолета вперед больше, нежели наклон вертолета назад в положении 4, а следовательно, больше и величина горизонтальной составляющей силы  $R$ , возбуждающей теперь уже движение вертолета снова в переднее положение.

Далее все будет повторяться с возрастанием величин  $\theta$  и  $\alpha_1$ .

Таким образом, наклон плоскости вращения и вектора силы  $R$  на угол  $\alpha_1$ , вследствие чего возникает периодическое изменение углов наклона фюзеляжа и наклона плоскости вращения относительно горизонта, и является причиной возрастающих колебаний вертолета. Поэтому вертолет одновинтовой схемы с шарнирным креплением лопастей является динамически неустойчивым.

Ранее было показано, что вследствие инерции вращательного и махового движений лопастей в действительности происходит некоторое отставание наклона конуса вращения от наклона вала. Этот угол отставания создает демпфирующий момент, противодействующий наклону всего вертолета и, следовательно, уменьшающий колебательные движения и улучшающий динамическую устойчивость вертолета.

Здесь уместно отметить, что наклон оси конуса вращения относительно конструктивной оси винта (завал конуса вращения  $\alpha_1$  с увеличением скорости), повышающий статическую устойчивость несущего винта по скорости, является причиной ухудшения динамической устойчивости вертолета.

Иными словами, статическая устойчивость является главным фактором, ухудшающим динамическую устойчивость.

До сих пор речь шла о продольной динамической устойчивости вертолета. Надо сказать, что все вышеизложенное можно отнести и к поперечной динамической устойчивости. Однако поперечная устойчивость вертолета имеет свои отличительные особенности. Прежде всего надо указать на то, что момент инерции фюзеляжа относительно продольной оси значительно меньше, нежели его момент инерции относительно поперечной оси. Это является причиной повышенной чувствительности вертолета к управлению в поперечном направлении, а также причиной быстрого возбуждения поперечных колебаний и ухудшения динамической устойчивости. В поперечном направлении вертолет наименее устойчив на режиме висения и в полетах с малой поступательной скоростью.

При увеличении поступательной скорости полета увеличивается демпфирование колебательных движений вертолета главным образом за счет демпфирования несущего и рулевого винтов, а следовательно, улучшается поперечная динамическая устойчивость.

Выше рассматривалась физическая картина явлений, характеризующих динамическую устойчивость одновинтового вертолета.

Динамическая устойчивость вертолетов других схем имеет ряд принципиальных особенностей, которые значительно отличают ее от устойчивости одновинтового вертолета и усложняют теоретический и экспериментальный анализ явлений, обуславливающих динамическую устойчивость.

У вертолета с продольным расположением несущих винтов следует ожидать лучшей устойчивости в продольном направлении, чем у одновинтового вертолета, так же как у вертолета с поперечным расположением винтов — лучшей устойчивости в поперечном направлении. У этих вертолетов за счет больших плеч тяг винтов при колебательных движениях будут возникать большие дополнительные демпфирующие моменты относительно центра тяжести, которые подобны демпфирующим моментам, возникающим при вращательном движении обычного самолета.

В качестве средств, повышающих демпфирование, а следовательно, и динамическую устойчивость вертолета, могут быть использованы:

— изменение массовой характеристики лопасти за счет утяжеления лопасти, играющее очень существенную роль в устойчивости вертолета;

— подбор аэродинамически более устойчивых профилей лопасти, рациональная конструкция лопасти и т. д.;

— введение в систему управления лопастями различных гироскопических сервоуправляющих устройств;

— увеличение момента инерции фюзеляжа, т. е. увеличение разности масс частей вертолета, которое несколько повышает динамическую устойчивость, но влияет в общем сравнительно мало.

Надо сказать, что проблема устойчивости вертолета является одной из наиболее сложных задач улучшения летных свойств вертолетов и еще далеко не исчерпаны все возможности по повышению устойчивости и управляемости этого вида летательных аппаратов.

## ПРОЧНОСТЬ И КОЛЕБАНИЯ КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА

Подробное изучение всего комплекса вопросов конструкции и прочности вертолета является задачей специального самостоятельного курса конструкции и прочности вертолета. Эта глава ставит целью лишь кратко ознакомить читателей с некоторыми общими положениями прочности и колебаний конструкции вертолета.

### 1. СТАТИЧЕСКАЯ И ДИНАМИЧЕСКАЯ (УСТАЛОСТНАЯ) ПРОЧНОСТЬ

Достаточная прочность конструкции вертолета является важнейшим условием надежности и безопасности полета на нем.

Прочность различных элементов конструкции вертолета зависит:

— от величины и характера нагрузок, действующих на данный элемент конструкции;

— от геометрических размеров его (длина, поперечное сечение);

— от механических свойств материала, из которого изготовлен тот или иной элемент конструкции.

Обычно прочность оценивается напряжениями, возникающими в сечении какой-либо детали при определенном воздействии нагрузки (растяжение, сжатие, изгиб, кручение и др.).

Напряжение обозначается греческой буквой  $\sigma$  и является величиной усилия в кг, приходящегося на 1 мм<sup>2</sup> сечения (рис. 186).

В зависимости от размеров детали и от механических свойств материала, из которого она изготовлена, какая-либо определенная нагрузка может вызвать различные виды деформаций, которые подразделяются на упругие, когда после прекращения действия нагрузки деформации исчезают, и пластические, когда после воздействия нагрузки деталь сохраняет остаточную деформацию.

Если размеры детали (сечения) недостаточны или материал детали обладает малой прочностью (рис. 187), то под действием нагрузки может наступить разрушение.

При расчете различных конструкций размеры деталей выбираются такими, чтобы они работали в пределах упругих деформаций, когда фактиче-

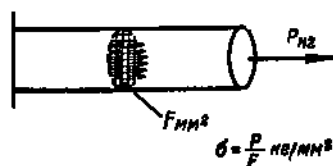


Рис. 186. Напряжение в стержне при растягивающей нагрузке

ские напряжения не превышают  $\sigma_{\text{доп}}$ . Отношение  $\frac{\sigma_{\text{разр}}}{\sigma_{\text{доп}}} = n$  в теории сопротивления материалов называется коэффициентом безопасности.

Величины упругих деформаций различных материалов неодинаковы. Известно, например, что резиновый шнур может в несколько раз увеличить свою длину при растяжении, т. е. иметь очень большую упругую деформацию, не нарушая своей целостности. Металлический стержень при растяжении тоже претерпевает упругую деформацию, однако величина ее так мала, что часто не удается обнаружить ее не только глазом, но и прибором, измеряющим деформации, хотя напряжения, возникающие в сечении стержня при этом, могут быть и большими.

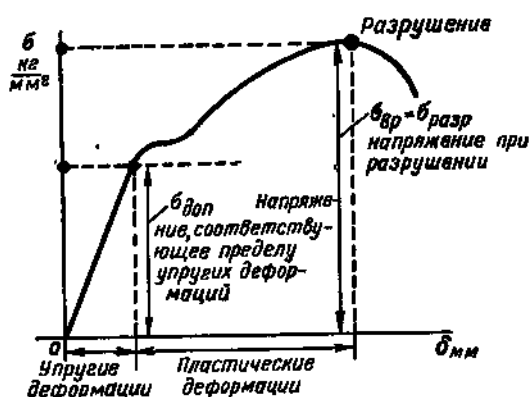


Рис. 187. График напряжений в материале в зависимости от деформаций при растяжении

Отношение величины разрушающего напряжения к величине напряжения, возникающего в фактических условиях для данной детали  $\frac{\sigma_{\text{разр}}}{\sigma_{\text{факт}}}$ , называется запасом прочности.

Значения разрушающих и допускаемых напряжений в зависимости от характера нагрузки (растяжение, сжатие, сдвиг и т. д.) для каждого материала определяются опытным путем.

Расчетные напряжения в деталях конструкции определяются при проектировании вертолета и проверяются так называемыми статическими испытаниями. Они заключаются в том, что вся конструкция и отдельные элементы ее нагружаются усилиями, превышающими наиболее тяжелые случаи нагружения в фактических условиях. Расчетными случаями для отдельных элементов конструкции вертолета могут быть различные условия работы отдельных элементов вертолета. Например, для несущего винта одним из наиболее тяжелых случаев является наибольшая величина тяги или, крутящего момента. Расчетным же случаем для посадочных устройств будет грубая посадка при отказе двигателя.

При статических испытаниях сначала дается максимальная эксплуатационная нагрузка и при этом замеряются напряжения и деформации отдельных точек и узлов конструкции. Затем нагрузка последовательно увеличивается до расчетной разрушающей, и если конструкция ее выдерживает, то нагрузку увеличивают до тех пор, пока не наступит разрушение. Это делается для определения фактической прочности конструкции.

Условия работы различных частей конструкции вертолета в эксплуатации требуют их испытания в различных условиях, т. е. при различных способах приложения нагрузки.

На рис. 188 показаны различные способы приложения одной и той же по величине нагрузки на балку, имеющую жесткую заделку в опоре.

Первый случай соответствует статическому нагружению. Нагрузка в 1000 кг приложена не внезапно, а постепенно и действует в течение длительного времени, оставаясь неизменной.

Второй случай соответствует ударному нагружению. Груз, падая с высоты, ударяет по балке с усилием в 1000 кг. Нагрузка приложена в этом случае внезапно, резко.

Третий случай соответствует динамическому знакопеременному нагружению. Усилие в 1000 кг прикладывается сначала в одну сторону (сверху вниз), затем в другую (снизу вверх) и так далее, все

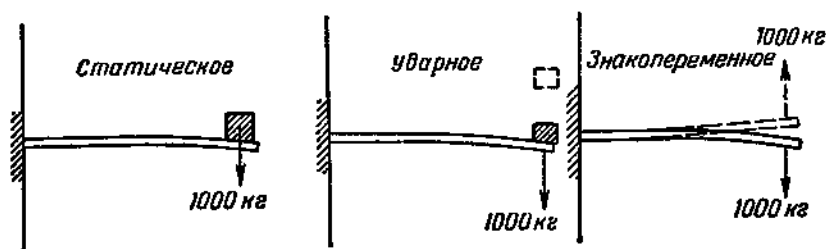


Рис. 188. Различные способы приложения нагрузки

время изменяя направление в течение длительного времени. Этот случай соответствует вынужденным колебаниям конструкции вследствие периодически изменяющейся нагрузки.

Некоторые конструкции работают в условиях под одновременным воздействием всех трех видов нагружения.

Очевидно, что в случае ударного нагружения в деталях конструкции возникает большее напряжение, чем в случае статического нагружения той же силой. Так, теоретическими исследованиями и практикой доказано, что ударное нагружение силой 1000 кг вызывает напряжение, соответствующее статическому нагружению силой 2000 кг.

Если на конструкцию одновременно действуют статическая нагрузка  $P_{ст} = 1000$  кг и ударная нагрузка  $P_{ударн} = 1000$  кг, то суммарное напряжение, возникающее в сечении конструкции, будет равно

$$\sigma = \frac{P_{ст} + 2P_{ударн}}{F} = \frac{1000 + 2000}{F} = \frac{3000}{F} \text{ кг/мм}^2.$$

При очень продолжительном, периодически изменяющемся по величине нагружении разрушение конструкции может произойти

при нагрузке значительно меньшей, чем разрушающая статическая нагрузка.

Практика показывает, что колебания величин усилий оказывают весьма вредное влияние на прочность материала, вызывая так называемое явление «усталости» материала.

Разрушающие динамические (усталостные) напряжения в конструкции оказываются значительно ниже разрушающих статических напряжений. Например, листовая сталь марки 30ХГСА имеет  $\sigma_{\text{разр}}$  при статическом нагружении, равное  $170 \text{ кг/мм}^2$ ; усталостное напряжение  $\sigma_{\text{уст}}$  будет равно  $50 \text{ кг/мм}^2$ , т. е. разрушающее предельное  $\sigma_{\text{уст}}$  меньше  $\sigma_{\text{стат}}$  в 3,5 раза.

Для листового дюралюминия  $\sigma_{\text{разр}}$  при статической нагрузке, равной  $40 \text{ кг/мм}^2$ ,  $\sigma_{\text{уст}}$  равно  $9-10 \text{ кг/мм}^2$ , т. е. разрушающее предельное  $\sigma_{\text{уст}}$  в 4—4,5 раза меньше  $\sigma_{\text{стат}}$ .

Величина разрушающего  $\sigma_{\text{уст}}$  зависит не только от величины нагрузки, но и от количества перемен нагружения или, иначе говоря, от количества циклов переменных нагружений.

## 2. КРИВАЯ УСТАЛОСТИ МАТЕРИАЛА

Чем больше перемен нагружений испытывает конструкция, тем меньшая нагрузка вызывает разрушение.

Если изготовить несколько совершенно одинаковых образцов какой-либо детали из одного и того же материала и подвергать их периодически изменяющемуся нагружению разной величины для каждого образца (рис. 189), то можно убедиться в следующем:

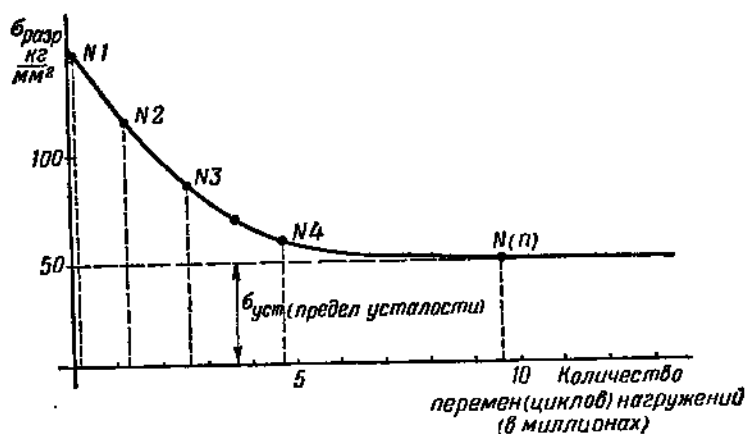


Рис. 189. Кривая усталости стали хромансиль

— деталь № 1, к которой приложена переменная нагрузка, вызывающая напряжение чуть меньше разрушающего статического, сломается очень скоро. Для ее разрушения достаточно будет лишь нескольких десятков циклов;

— деталь № 2, к которой приложена знакопеременная нагрузка меньшая, чем нагрузка первой детали, выдержит большее количество перемен;

— деталь № 3, где нагрузка еще меньше, выдержит еще больше циклов нагружения и т. д.

При уменьшении нагрузок для каждого последующего образца количество выдерживаемых перемен (циклов) нагружения прогрессивно возрастает. Наконец, при каком-то определенном значении переменной нагрузки образец не разрушится, сколько бы раз не изменялось направление приложения нагрузки, вплоть до бесконечности (деталь №  $n$ ).

Предельное значение напряжения, при котором уже не происходит разрушения в случае бесконечного числа циклов переменных нагружений, называется пределом усталости данного материала.

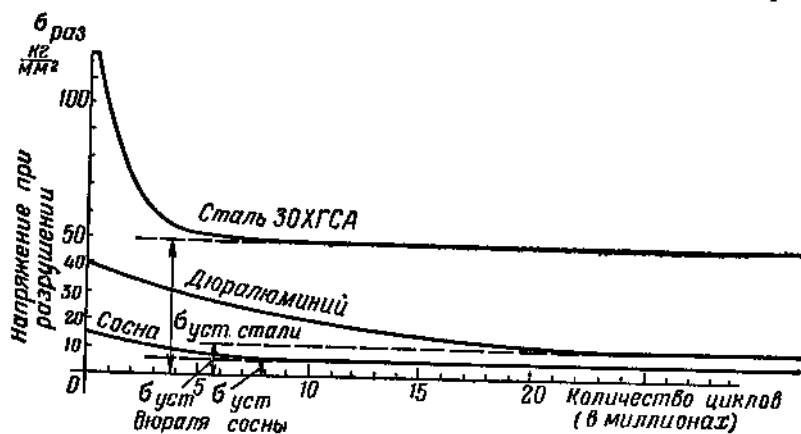


Рис. 190. Кривые усталости различных материалов

График зависимости усталостных напряжений от числа циклов перемен нагрузок называется графиком или кривой усталости (рис. 189 и рис. 190).

Чтобы получить  $\sigma_{уст}$  для разных материалов, количество циклов нагружений различно. Для стали, например, уже при 4—5 млн. циклов нагружений величина разрушающего напряжения очень близка к пределу усталости; для дюралюминия же разрушающее напряжение близко к пределу усталости только при 30—40 млн. циклов.

В практике для полной гарантии потребное число циклов, определяющее предел усталости, берется: для стали 10 млн. циклов, для цветных металлов 50 млн. циклов, для дерева (сосна) 15—20 млн. циклов.

На рис. 190 представлены кривые усталости различных материалов для одинаковых по форме деталей (например, плоские бруски) в случае изгибающего нагружения.

### 3. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПРЕДЕЛ УСТАЛОСТИ

Опыт показывает, что предельные усталостные напряжения для данного материала очень мало зависят от частоты перемен нагружения и одинаковы для частот 100—5000 колебаний в минуту.

Если деталь нагружается не изгибающей нагрузкой, а крутящей, или срезающей нагрузкой, то предел усталости уменьшается в 1,5—2 раза.

Усталостные напряжения в большой степени зависят от формы и размеров детали, обработки и состояния ее поверхности.

У детали, имеющей резкие переходы от одного размера сечения к другому, возникает в местах резких переходов концентрация напряжения (рис. 191).

Местные напряжения возникают в местах сочленений, где имеются отверстия, надрезы, прорезы, особенно, если они не имеют плавной формы и закруглений, в местах сварки. Плохо отделанная поверхность детали, зазубрины, риски и даже незаметные для глаза ничтожно малые трещины (микротрещины) являются причиной концентрации напряжений.

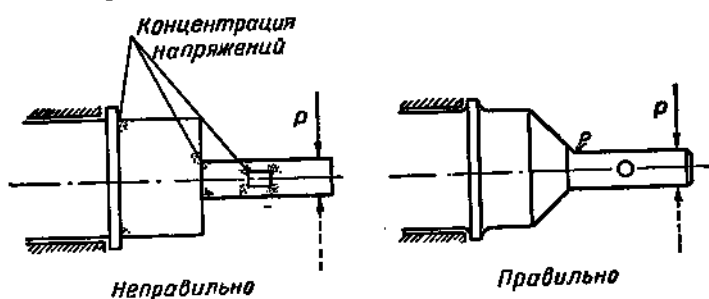


Рис. 191. Виды переходов от одного сечения к другому

Концентрация напряжений даже в тех случаях, когда она неопасна при статическом нагружении, оказывает пагубное влияние на усталостную прочность, значительно снижая предел усталости.

В местах сочленений, где имеются сварные швы, проточка и шлифовка сварки снижает предел усталости.

Размеры детали также оказывают влияние на предельную величину усталостных напряжений. С увеличением размера детали предельное  $\sigma_{уст}$  понижается вследствие увеличения влияния неоднородности структуры материала.

Влияние перечисленных факторов на усталостную прочность детали приводит в результате к очень существенному уменьшению усталостного напряжения данной детали. Например, хромомолибденовый пруток имеет  $\sigma_{уст} = 45 \text{ кг/мм}$ , а отсек сварного лонжерона из этого же материала при испытаниях разрушается при  $\sigma_{уст} = 12 \text{ кг/мм}$ .

В практике встречаются случаи, когда, помимо знакопеременной нагрузки, на деталь действует статическая нагрузка, или, что

то же самое, когда приложенная нагрузка сохраняет направление, но периодически изменяется по величине. В этих случаях предел усталости материала будет тем ниже, чем больше статическая нагрузка или чем больше среднее значение периодически изменяющейся нагрузки (рис. 192, а).

На рис. 192, б показана зависимость допустимого усталостного напряжения от статического. Здесь по горизонтальной оси отложено среднее значение постоянного напряжения  $\sigma_{ср}$  ( $\sigma_{ст}$ ) соответствующее значению статической нагрузки; по вертикальной оси — величина предельно допустимого усталостного напряжения при наличии статического. Точка  $O$  соответствует знакопеременному характеру нагрузки, когда постоянного напряжения нет. При этом допустимое усталостное напряжение максимально. С увеличением  $\sigma_{ст}$  усталостное напряжение уменьшается. В точке  $B$  статическое напряжение равно разрушающему и здесь уже никаких знакопеременных напряжений не может быть допущено.

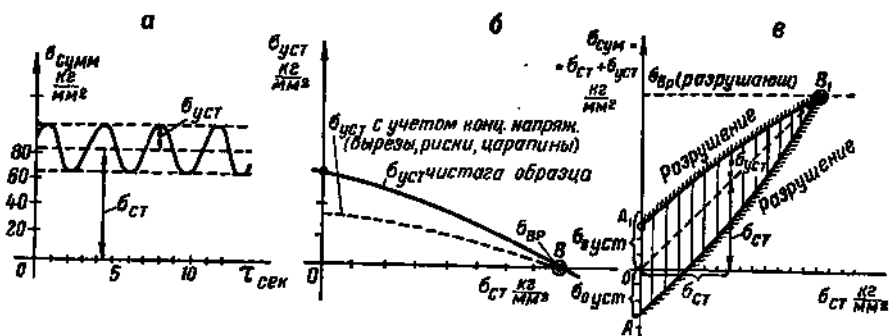


Рис. 192. Зависимости усталостного напряжения от статического: а —  $\sigma_{уст}$  при пульсации величины статической нагрузки; б — зависимость допустимого усталостного напряжения от статического; в — зона размаха допустимого переменного напряжения в зависимости от статического

Кривые  $A_1B_1$  и  $AB_1$  на рис. 192, в характеризуют зону размаха допустимого переменного напряжения в зависимости от статического. Чем больше статическое напряжение, тем меньше может быть допущено переменное напряжение.

Учет явлений усталости материалов имеет первостепенное значение при анализе прочности вертолета, у которого основные усилия для большинства частей конструкции являются периодически изменяющимися.

Причинами многих поломок отдельных деталей, а иногда и аварий самолета или вертолета служит недостаточная усталостная прочность, хотя статическая прочность при этом полностью обеспечивается.

Усталость материалов — один из наиболее сложных вопросов прочности и зачастую решить вопрос об усталостной прочности возможно только путем экспериментальных исследований или испытаниями на выносливость.

Явление усталости материалов объясняется тем, что после прекращения воздействия нагрузки даже в пределах упругих деформаций тела не возвращаются точно в свое первоначальное состояние, поглощая часть работы внешних сил (необратимая часть).

Каждое действие силы оставляет свой след в структуре материала детали. Материал детали, состоящий из сцепленных между собой кристаллов, уже при сравнительно небольших напряжениях претерпевает некоторое изменение в своей структуре. На отдельных кристаллах возникают сдвиги по плоскости соприкосновения с другими кристаллами. При дальнейших воздействиях переменной нагрузки эти сдвиги превращаются в микроскопические трещинки, постепенно проникающие вглубь детали. У краев трещинки, которые то сближаются и давят друг на друга, то расходятся, возникает концентрация напряжений. Материал ослабляется все сильнее, необратимая часть работы внешних сил расходуется главным образом на разрушение его у трещины и, наконец, когда сопротивление уцелевшей части оказывается недостаточным, наступает полное разрушение.

Проверка усталостной прочности конструкции вертолета расчетным путем или путем стендовых испытаний не может дать полной гарантии от усталостных разрушений. Очень трудно заранее учесть все факторы, действующие в действительных условиях работы конструкции вертолета и определяющие его усталостную прочность. Если даже и удалось сравнительно точно определить внешние нагрузки, то еще нельзя сказать, что по ним можно определить напряжения. Для этого необходимо знать характеристики вибрации конструкции, жесткость конструкции отдельных опор и жесткость всей конструкции, упругие деформации различных частей конструкции, а вследствие этого и дополнительно возникающие усилия.

Наиболее действенной проверкой усталостной прочности является испытание на выносливость всего вертолета в целом или так называемые ресурсные испытания.

Для отдельных деталей и агрегатов, которые наиболее часто подвергаются переменным нагрузениям, целесообразно проведение стендовых испытаний до общих ресурсных испытаний, чтобы одновременно выявить слабые места и усилить их.

#### 4. КОЛЕБАНИЯ КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА ОТ ПЕРЕМЕННЫХ НАГРУЗОК

В результате воздействия переменных нагрузок лопасть несущего винта подвергается различным деформациям (растяжению, изгибу, срезу и кручению). Если учесть, что большинство сил и моментов от них периодически изменяется, то легко убедиться в том, какое большое значение для конструкции несущего винта имеет обеспечение усталостной прочности. Неравномерное распределение вдоль лопасти сил сопротивления при различных азимутах приводит к тому, что момент сопротивления вращению, передаваемый трансмиссии, также периодически изменяется по величине.

Следовательно, для трансмиссии, так же как и для несущего винта, весьма важное значение имеют вопросы усталостной прочности.

Периодическое изменение сил и моментов приводит к сложным колебаниям конструкции всего вертолета, происходящим, вообще говоря, с очень малыми амплитудами (сотые и десятые доли миллиметра), но сильно возрастающими при каких-либо нарушениях регулировки вертолета. К последним можно отнести такие, как неудовлетворительная продольная и поперечная балансировка лопасти, неравномерная затяжка демпферов лопастей, неправильная регулировка установочного угла лопастей (шага), повреждение обшивки лопасти и др.

К вынужденным колебаниям конструкции иногда, при неудовлетворительном подборе жесткостей отдельных частей конструкции, добавляются собственные колебания.

При совпадении частот вынужденных и собственных колебаний амплитуда колебаний возрастает, происходит явление резонанса, в результате чего возможна поломка той или иной детали конструкции вертолета.

Если даже целостность конструкции не нарушается, то полет в условиях сильной тряски становится настолько неприятным, что летчик бывает вынужден прекратить его.

В силу изложенного при конструировании вертолета, при расчете прочности и при испытаниях его огромное значение придается колебаниям конструкции и усталостной прочности. В первую очередь это относится к несущему винту и трансмиссии вертолета.

## Б. ОЦЕНКА КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА

Усталостная прочность конструкции имеет первостепенную важность для прочности вертолета. Вместе с тем колебания конструкции надо оценивать также и с точки зрения допустимости их для человеческого организма.

Как известно, основными характеристиками колебательных движений являются амплитуда колебаний, т. е. максимальное отклонение от среднего нормального положения, и частота колебаний, т. е. количество колебаний в единицу времени, например в секунду (рис. 193).

Если колебания совершаются с большой амплитудой (например, 1 мм), но с малой частотой (например, 4 кол/сек), то человеческий организм переносит их сравнительно легко. Точно так же колебания с большой частотой (15 кол/сек), но с малой амплитудой (0,1 мм) экипаж может переносить длительное время, не замечая каких-либо неудобств.

Поэтому для суждения о допустимости колебаний для человеческого организма нужно знать величину амплитуды и частоту колебаний.

На рис. 193 показаны для примера три вида колебаний с различными амплитудами и частотами. Внизу показаны полученные

опытным путем границы допустимости колебаний с точки зрения переносимости их человеческим организмом.

Амплитуды колебаний могут быть различными в разных точках вертолета. Наименьшие амплитуды получаются, как правило, в центре тяжести вертолета, наибольшие — в точках, наиболее удаленных от центра тяжести. Однако в некоторых случаях амплитуды колебаний в центре тяжести могут оказаться и не наименьшими.

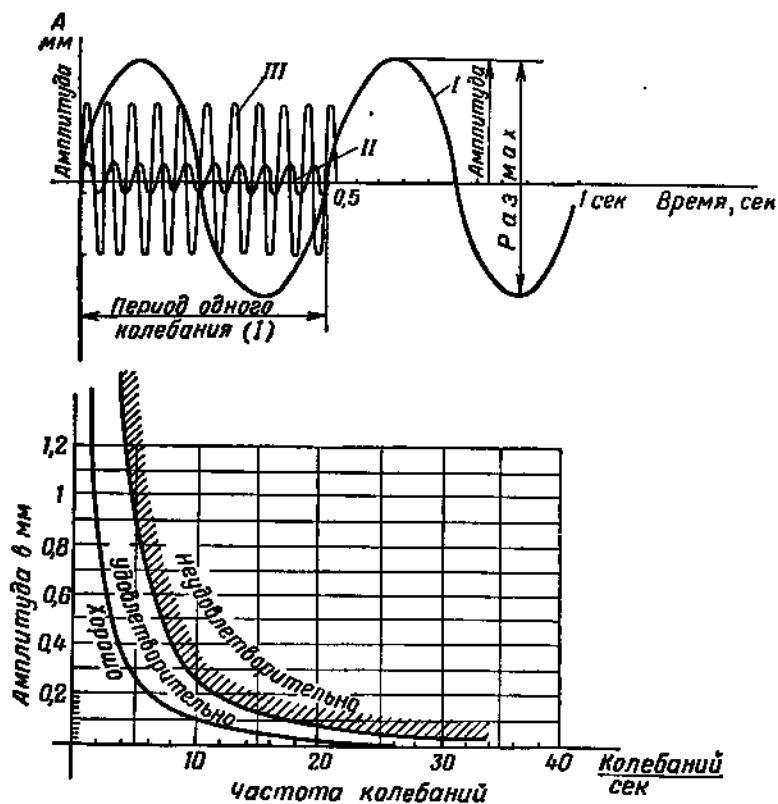


Рис. 193. Характеристики колебаний конструкции вертолета

Обычно конструкция вертолета одновременно испытывает несколько колебаний с частотой, равной числу оборотов винта, и с частотой, кратной числу оборотов винта, т. е.  $n_{\text{кол}} = n_{\text{н. в.}}$ ;  $n_{\text{кол}} = 2n_{\text{н. в.}}$ ;  $n_{\text{кол}} = 3n_{\text{н. в.}}$ ;  $n_{\text{кол}} = 4n_{\text{н. в.}}$ ;  $n_{\text{кол}} = 6n_{\text{н. в.}}$  и т. д., в зависимости от числа лопастей. Эти колебания накладываются одно на другое, в результате чего усложняется оценка их и обнаружение причины возникновения колебаний.

Незначительные колебания конструкции вертолета, совершенно безболезненно переносимые экипажем, а иногда и вовсе незамечаемые, имеют место на всех режимах полета. Но иногда на вертолете

может возникнуть тряска, выходящая из допустимых пределов колебаний. Наиболее вероятной причиной тряски является либо нарушение регулировки установки лопастей, либо разрегулировка демпферов вертикальных шарниров. Обе эти причины при правильной эксплуатации легко устраняются.

Колебания вертолета могут возникнуть также и в случае ненормальной работы двигателя, например, при отказе свечи или при нарушении регулировки газораспределения. Во всех этих случаях необходимо после полета в первую очередь установить, что именно послужило причиной тряски, и далее действовать согласно инструкции по эксплуатации данного вертолета.

## ЛИТЕРАТУРА

- Б. Н. Юрьев. Исследование летных свойств вертолета. Издание ВВИА, 1939 г.
- И. П. Братухин. Автожиры. Госмашиздат, 1934 г.
- Н. И. Камов. Винтовые летательные аппараты. Оборонгиз, 1949 г.
- М. Л. Миль. Аэродинамика несущего винта с шарнирным креплением лопастей. ТВФ № 10, 1940 г.
- М. А. Изаксон. Вертолеты. Оборонгиз, 1949 г.
- Л. С. Вильдгрубе. Оптимальные параметры вертолетов на режимах вертикального полета. ТВФ, № 3 и 5, 1946 г.
- В. А. Кузнецов. Вертолеты. Сборник переводов. Издание БНТ НКАП, 1946 г.
- И. В. Остославский и Г. С. Калачев. Продольная устойчивость и управляемость самолета. Оборонгиз, 1951 г.
- В. С. Ведров и М. А. Тайц. Летные испытания самолетов. Оборонгиз, 1951 г.
- В. Ф. Болотников. Элементарный курс аэродинамики самолета. Оборонгиз, 1953 г.
- Е. П. Гроссман и Я. Г. Пановко. Упругие колебания частей самолета. Издание ЛКВВИА, 1947 г.
- В. Е. Касторский. Особенности аэродинамики вертолета. ВВФ, № 10, 1952 г.
- Раймонд Янг. Теория и расчет вертолета. Оборонгиз, 1951 г. Перевод под редакцией И. П. Братухина.
- Стюарт. Летные испытания вертолетов. RAS № 10, 1948 г.
- Ф. Б. Густафсон и Д. С. Майер. Срыв потока с лопастей ротора вертолета. НАКА, Репорт № 840, 1946 г.
- Р. Хафнер. Летные исследования вертолета «Бристоль-171». RAS № 6, 1949 г.
- А. Джессоу и И. Д. Эмер. Устойчивость и управляемость вертолета. Аэронавтикал Инжиниринг, в. 9, № 8, 1950 г.
- Ж. Зброжек. Устойчивость и управляемость вертолета с шарнирно-укрепленными лопастями. Айркрафт Инжиниринг, № 2, 1949 г.
- К. Хохенемзер. Несущий винт вертолета, обладающего собственной устойчивостью. IAS, № 9, 1950 г.