

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА

НАЗНАЧЕНИЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ

Силовая установка предназначена для создания силы тяги, необходимой для преодоления лобового сопротивления и обеспечения поступательного движения самолета.

Сила тяги создается установкой, состоящей из двигателя, движителя (винта, например) и систем, обеспечивающих работу двигательной установки (топливная система, система смазки, охлаждения и т.д.).

В настоящее время в транспортной и военной авиации широкое распространение получили турбореактивные и турбовинтовые двигатели. В спортивной, сельскохозяйственной и различного назначения вспомогательной авиации пока еще применяются силовые установки с поршневыми авиационными двигателями внутреннего сгорания.

На самолетах Як-52 и Як-55 силовая установка состоит из поршневого двигателя М-14П и воздушного винта изменяемого шага В530ТА-Д35. Двигатель М-14П преобразует тепловую энергию сгорающего топлива в энергию вращения воздушного винта.

Воздушный винт - лопастный агрегат, вращаемый валом двигателя, создающий тягу в воздухе, необходимую для движения самолета.

Работа воздушного винта основана на тех же принципах, что и крыло самолета.

КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

Винты классифицируются:

по числу лопастей - двух-, трех-, четырех- и многолопастные;

по материалу изготовления - деревянные, металлические;

по направлению вращения (смотреть из кабины самолета по направлению полета) - левого и правого вращения;

по расположению относительно двигателя - тянущие, толкающие;

по форме лопастей - обычные, саблевидные, лопатообразные;

по типам - фиксированные, неизменяемого и изменяемого шага.

Воздушный винт состоит из ступицы, лопастей и укрепляется на валу двигателя с помощью специальной втулки (Рис. 1).

Винт неизменяемого шага имеет лопасти, которые не могут вращаться вокруг своих осей. Лопасти со ступицей выполнены как единое целое.

Винт фиксированного шага имеет лопасти, которые устанавливаются на земле перед полетом под любым углом к плоскости вращения и фиксируются. В полете угол установки не меняется.

Винт изменяемого шага имеет лопасти, которые во время работы могут при помощи гидравлического или электрического управления или автоматически вращаться вокруг своих осей и устанавливаться под нужным углом к плоскости вращения.

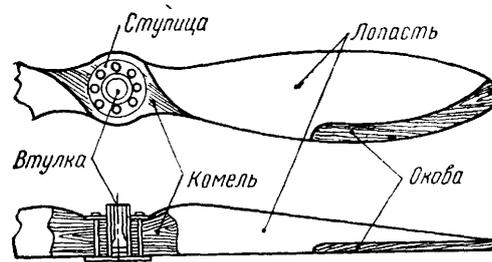


Рис. 1 Воздушный двухлопастный винт неизменяемого шага

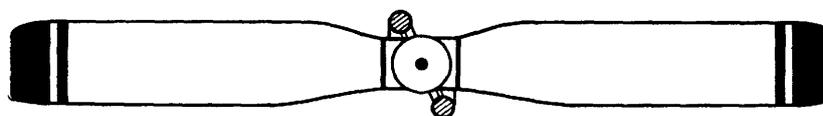


Рис. 2 Воздушный винт В530ТА Д35

По диапазону углов установки лопастей воздушные винты подразделяются:

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

на обычные, у которых угол установки изменяется от 13 до 50°, они устанавливаются на легкомоторных самолетах;

на флюгерные - угол установки меняется от 0 до 90°;

на тормозные или реверсные винты, имеют изменяемый угол установки от -15 до +90°, таким винтом создают отрицательную тягу и сокращают длину пробега самолета.

К воздушным винтам предъявляются следующие требования:

винт должен быть прочным и мало весить;

должен обладать весовой, геометрической и аэродинамической симметрией;

должен развивать необходимую тягу при различных эволюциях в полете;

должен работать с наибольшим коэффициентом полезного действия.

На самолетах Як-52 и Як-55 установлен обычный веслообразный деревянный двухлопастный тянущий винт левого вращения, изменяемого шага с гидравлическим управлением В530ТА-Д35 (Рис. 2).

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА

Лопастей при вращении создают такие же аэродинамические силы, что и крыло. Геометрические характеристики винта влияют на его аэродинамику.

Рассмотрим геометрические характеристики винта.

Форма лопасти в плане - наиболее распространенная симметричная и саблевидная.

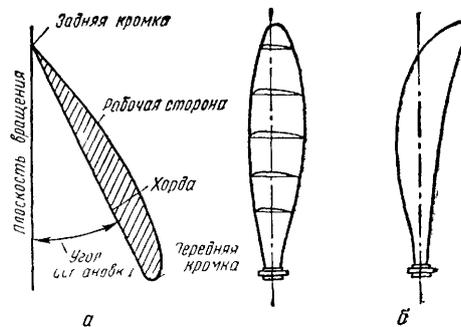


Рис. 3. Формы воздушного винта: а - профиль лопасти, б - формы лопастей в плане

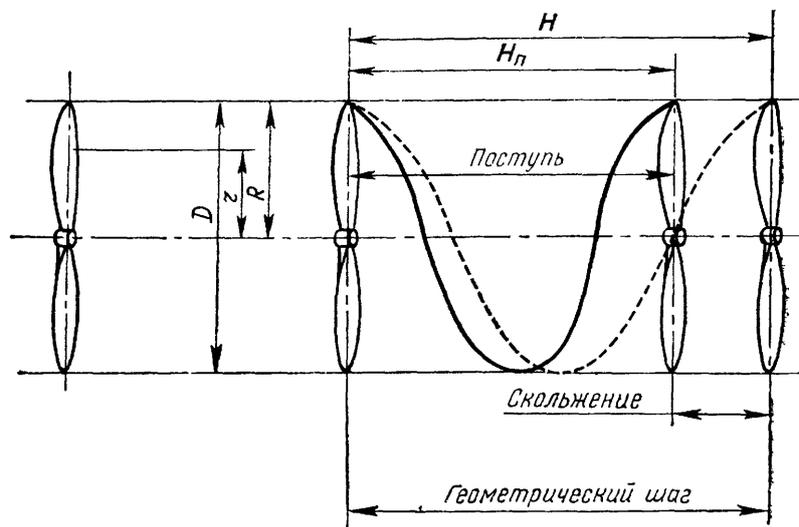


Рис. 4 Диаметр, радиус, геометрический шаг воздушного винта

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

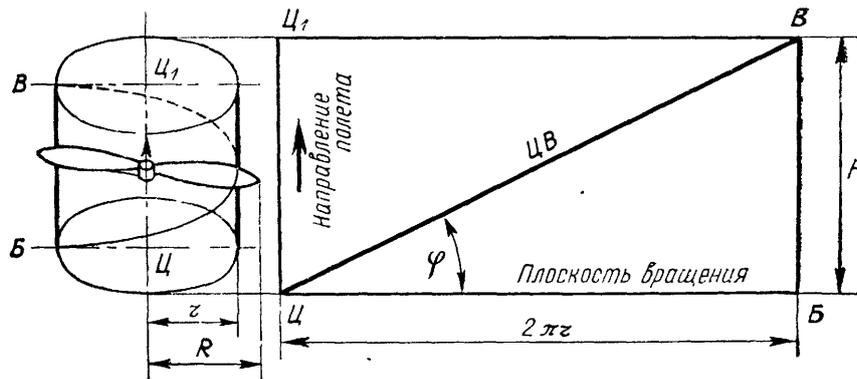


Рис. 5 Развертка винтовой линии

Сечения рабочей части лопасти имеют крыльевые профили. Профиль лопасти характеризуется хордой, относительной толщиной и относительной кривизной.

Для большей прочности применяют лопасти с переменной толщиной - постепенным утолщением к корню. Хорды сечений лежат не в одной плоскости, так как лопасть выполнена закрученной. Ребро лопасти, рассекающее воздух, называется передней кромкой, а заднее - задней кромкой. Плоскость, перпендикулярная оси вращения винта, называется плоскостью вращения винта (Рис. 3).

Диаметром винта называется диаметр окружности, описываемой концами лопастей при вращении винта. Диаметр современных винтов колеблется от 2 до 5 м. Диаметр винта В530ТА-Д35 равен 2,4 м.

Геометрический шаг винта - это расстояние, которое движущийся поступательно винт должен пройти за один свой полный оборот, если бы он двигался в воздухе как в твердой среде (Рис. 4).

Угол установки лопасти винта φ - это угол наклона сечения лопасти к плоскости вращения винта (Рис. 5).

Для определения, чему равен шаг винта, представим, что винт движется в цилиндре, радиус r которого равен расстоянию от центра вращения винта до точки Б на лопасти винта. Тогда сечение винта в этой точке опишет на поверхности цилиндра винтовую линию. Развернем отрезок цилиндра, равный шагу винта H по линии БВ. Получится прямоугольник, в котором винтовая линия превратилась в диагональ этого прямоугольника ЦБ. Эта диагональ наклонена к плоскости вращения винта БЦ под углом φ . Из прямоугольного треугольника ЦВБ находим, чему равен шаг винта:

$$H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi. \quad (3.1)$$

Шаг винта будет тем больше, чем больше угол установки лопасти φ . Винты подразделяются на винты с постоянным шагом вдоль лопасти (все сечения имеют одинаковый шаг), переменным шагом (сечения имеют разный шаг).

Воздушный винт В530ТА-Д35 имеет переменный шаг вдоль лопасти, так как это выгодно с аэродинамической точки зрения. Все сечения лопасти винта набегают на воздушный поток под одинаковым углом атаки.

Если все сечения лопасти винта имеют разный шаг, то за общий шаг винта считается шаг сечения, находящегося на расстоянии от центра вращения, равном $0,75R$, где R -радиус винта. Этот шаг называется **номинальным**, а **угол установки этого сечения - номинальным углом установки**.

Геометрический шаг винта отличается от поступи винта на величину скольжения винта в воздушной среде (см. Рис. 4).

Поступь воздушного винта - это действительное расстояние, на которое движущийся поступательно винт продвигается в воздухе вместе с самолетом за один свой полный оборот. Если скорость самолета выражена в км/ч, а число оборотов винта в секунду, то поступь винта H_n можно найти по формуле

$$H_n = \frac{V}{n}. \quad (3.2)$$

Поступь винта несколько меньше геометрического шага винта. Это объясняется тем, что винт как бы проскальзывает в воздухе при вращении ввиду низкого значения плотности его относительно твердой среды.

Разность между значением геометрического шага и поступью воздушного винта называется **скольжением винта** и определяется по формуле

$$S = H - H_n. \quad (3.3)$$

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

СКОРОСТЬ ДВИЖЕНИЯ И УГОЛ АТАКИ ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ ВИНТА

К аэродинамическим характеристикам воздушных винтов относятся угол атаки и тяга воздушного винта.

Угол атаки элементов лопасти винта α называется угол между хордой элемента и направлением его истинного результирующего движения W (Рис. 6).

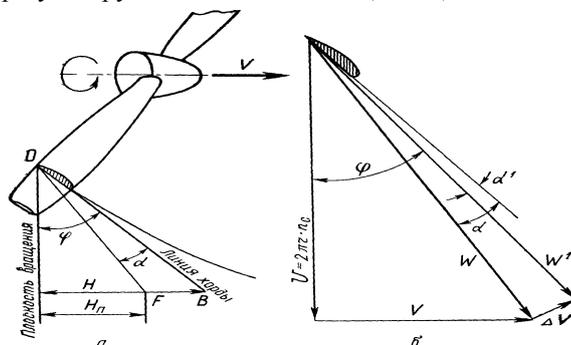


Рис. 6 Угол установки и угол атаки лопастей: а - угол атаки элемента лопасти, б - скорости элемента лопасти

Каждый элемент лопасти совершает сложное движение, состоящее из вращательного и поступательного. Вращательная скорость равна

$$U = 2\pi r n_c, \quad (3.4)$$

где n_c - обороты двигателя.

Поступательная скорость-это скорость самолета V . Чем дальше элемент лопасти находится от центра вращения воздушного винта, тем больше вращательная скорость U .

При вращении винта каждый элемент лопасти будет создавать аэродинамические силы, величина и направление которых зависят от скорости движения самолета (скорости набегающего потока) и угла атаки.

Рассматривая Рис. 6, а, нетрудно заметить, что:

когда воздушный винт вращается, а поступательная скорость равна нулю ($V=0$), то каждый элемент лопасти винта имеет угол атаки, равный углу установки элемента лопасти φ ;

при поступательном движении воздушного винта угол атаки элемента лопасти винта отличается от угла наклона элемента лопасти винта (становится меньше его);

угол атаки будет тем больше, чем больше угол установки элемента лопасти винта;

результующая скорость вращения элемента лопасти винта W равна геометрической сумме поступательной и вращательной скоростей и находится по правилу прямоугольного треугольника

$$W = \sqrt{V^2 + U^2}, \quad (3.5)$$

чем больше вращательная скорость, тем больше угол атаки элемента лопасти воздушного винта. И наоборот, чем больше поступательная скорость воздушного винта, тем меньше угол атаки элемента лопасти воздушного винта.

В действительности картина получается сложнее. Так как винт засасывает и вращает воздух, отбрасывает его назад, сообщая ему дополнительную скорость v , которую называют скоростью подсосывания. В результате истинная скорость W' будет по величине и направлению отличаться от скорости подсосывания, если их сложить геометрически. Следовательно, и истинный угол атаки α' будет отличаться от угла α (Рис. 6, б).

Анализируя вышесказанное, можно сделать выводы:

при поступательной скорости $V=0$ угол атаки максимальный и равен углу установки лопасти винта;

при увеличении поступательной скорости угол атаки уменьшается и становится меньше угла установки;

при большой скорости полета угол атаки лопастей может стать отрицательным;

чем больше скорость вращения воздушного винта, тем больше угол атаки его лопасти;

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

если скорость полета неизменна и обороты двигателя уменьшаются, то угол атаки уменьшается и может стать отрицательным.

Сделанные выводы объясняют, как изменяется сила тяги винта неизменяемого шага при изменении скорости полета и числа оборотов.

Сила тяги винта возникает в результате действия аэродинамической силы ΔR на элемент лопасти винта при его вращении (Рис. 7).

Разложив эту силу на две составляющие, параллельную оси вращения и параллельную плоскости вращения, получим силу ЛР и силу сопротивления вращению ΔX элемента лопасти винта.

Суммируя силу тяги отдельных элементов лопасти винта и приложив ее к оси вращения, получим силу тяги винта P .

Тяга винта зависит от диаметра винта D , числа оборотов в секунду n , плотности воздуха ρ и подсчитывается по формуле (в кгс или Н)

$$P = \alpha \rho n^2 D^4, \quad (3.6)$$

где α - коэффициент тяги винта, учитывающий форму лопасти в плане, форму профиля и угла атаки, определяется экспериментально. Коэффициент тяги воздушного винта самолетов Як-52 и Як-55 В530ТА-Д35 равен 1,3.

Таким образом, сила тяги винта прямо пропорциональна своему коэффициенту, плотности воздуха, квадрату числа оборотов винта в секунду и диаметру винта в четвертой степени.

Так как лопасти винта имеют геометрическую симметрию, то величины сил сопротивления и удаления их от оси вращения будут одинаковые.

Сила сопротивления вращению определяется по формуле

$$X_B = C_{x_l} \frac{SW^2}{2} S_l K, \quad (3.7)$$

где C_{x_l} - коэффициент сопротивления лопасти, учитывающий ее форму в плане, форму профиля, угол атаки и качество обработки поверхности;

W - результирующая скорость, м/с;

S_l - площадь лопасти;

K - количество лопастей.

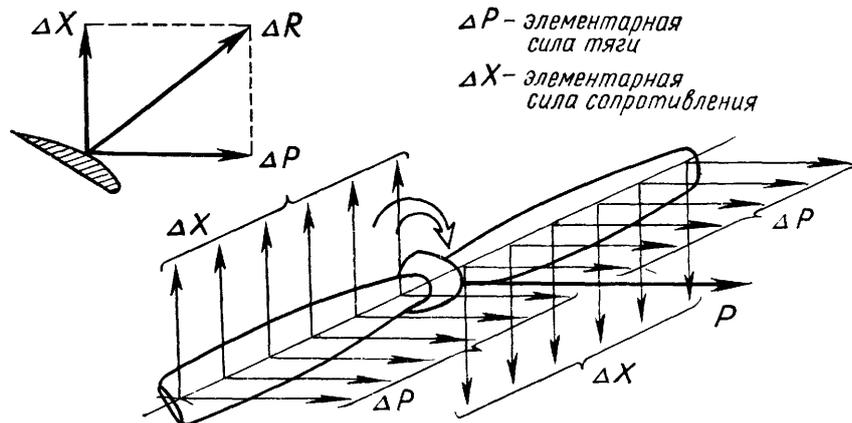


Рис. 7 Аэродинамические силы воздушного винта

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

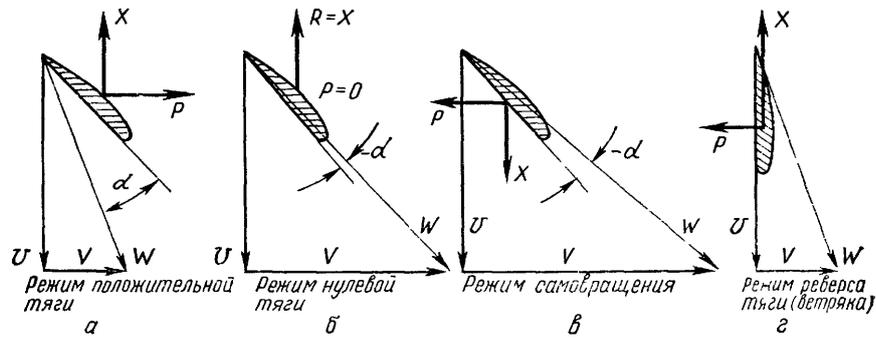


Рис. 8. Режимы работы воздушного винта

Сила сопротивления вращению винта относительно его вращения создает момент сопротивления вращению винта, который уравнивается крутящим моментом двигателя:

$$M_{mp} = X_e r_e \quad (3.8)$$

Крутящий момент, создаваемый двигателем, определяется (в кгс-м) по формуле

$$M_{кр} = 716,2 \frac{N_e}{n}, \quad (3.9)$$

где N_e - эффективная мощность двигателя.

Рассмотренный режим называется режимом положительной тяги винта, так как эта тяга тянет самолет вперед (Рис. 8, а). При уменьшении угла атаки лопастей уменьшаются силы P и X (уменьшается тяга винта и тормозящий момент). Можно достичь такого режима, когда $P=0$ и $X=R$. Это режим нулевой тяги (Рис. 8, б).

При дальнейшем уменьшении угла атаки достигается режим, когда винт начнет вращаться не от двигателя, а от действия сил воздушного потока. Такой режим называется **самовращением винта** или **авторотацией** (Рис. 8, в).

При дальнейшем уменьшении угла атаки элементов лопасти винта получим режим, на котором сила сопротивления лопасти винта X будет направлена в сторону вращения винта, и при этом винт будет иметь отрицательную тягу. На этом режиме винт вращается от набегающего воздушного потока и вращает двигатель. Происходит раскрутка двигателя, этот режим называется **режимом ветряка** (Рис. 8, г).

Режимы самовращения и ветряка возможны в горизонтальном полете и на пикировании.

На самолетах Як-52 и Як-55 эти режимы проявляются при выполнении вертикальных фигур вниз на малом шаге лопасти винта. Поэтому рекомендуется при выполнении вертикальных фигур вниз (при разгоне скорости более 250 км/ч) винт затягивать на 1/3 хода рычага управлением шага винта.

ЗАВИСИМОСТЬ ТЯГИ ВИНТА ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ТЯГУ ВИНТА

С увеличением скорости полета углы атаки лопасти винта, неизменяемого шага и фиксированного, быстро уменьшаются, тяга винта падает. Наибольший угол атаки лопасти винта будет на скорости полета, равной нулю, при полных оборотах двигателя.

Соответственно уменьшается тяга воздушного винта до нулевого значения и далее становится отрицательной. Раскручивается вал двигателя. Чтобы предупредить раскрутку винта, уменьшают обороты двигателя. Если двигатель не дросселировать, то может произойти его разрушение.

Зависимость тяги винта В530ТА-Д35 от скорости полета изображена на графике Рис. 9. Для его построения измеряют тягу воздушного винта при разных скоростях. Полученный график называется характеристикой силовой установки по тяге.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ТЯГУ ВИНТА.

Выясняя зависимость тяги от скорости полета, рассматривалась работа винта на неизменной высоте при постоянной плотности воздуха. Но при полетах на разных высотах плотность воздуха влияет на тягу воздушного винта. С увеличением высоты полета плотность воздуха падает, соответственно пропорционально будет падать и тяга винта (при неизменных оборотах двигателя). Это видно при анализе формулы (3.6).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

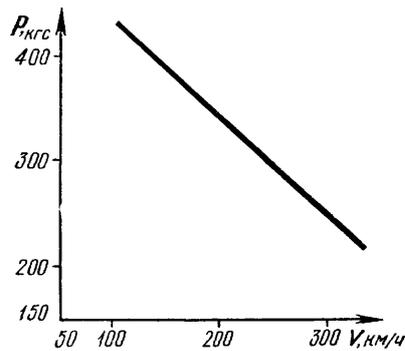


Рис. 9 Характеристика силовой установки М-14П по тяге (для $H=500$ м) самолетов Як-52 и Як-55 с воздушным винтом В530ТА-Д35

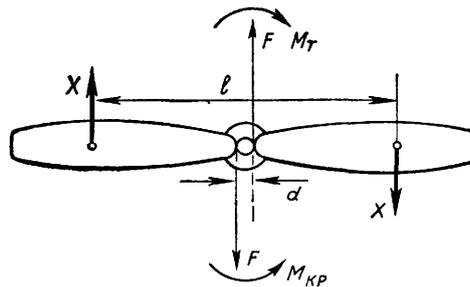


Рис. 10 Тормозящий момент воздушного винта и крутящий момент двигателя

ТОРМОЗЯЩИЙ МОМЕНТ ВИНТА И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ ДВИГАТЕЛЯ.

Как ранее рассматривалось, тормозящий момент винта противодействует крутящему моменту двигателя.

Для того чтобы винт вращался с постоянными оборотами, необходимо, чтобы тормозящий момент M_T , равный произведению $X \cdot e$, был равен крутящему моменту двигателя $M_{кр}$, равному произведению F_d , т.е. $M_T = M_{кр}$ или $X \cdot e = F_d$ (Рис. 10). Если это равенство будет нарушено, то двигатель будет уменьшать обороты или увеличивать.

Увеличение оборотов двигателя приводит к увеличению $M_{кр}$ и наоборот. Новое равновесие устанавливается на новых оборотах двигателя.

МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ НА ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Эта мощность затрачивается на преодоление сил сопротивления вращению винта.

Формула для определения мощности воздушного винта (в л. с.) имеет вид:

$$N_{BP} = \frac{\beta}{75} \cdot \rho m_c^3 D^5, \quad (3.10)$$

где β - коэффициент мощности, зависящий от формы воздушного винта, числа лопастей, угла установки, формы лопасти в плане, от условия работы воздушного винта (относительной поступи)

$$\lambda = \frac{\Delta V}{n_c D}.$$

Из формулы (3.10) видно, что потребная мощность для вращения воздушного винта зависит от коэффициента мощности, от скорости и высоты полета, оборотов и диаметра воздушного винта.

С увеличением скорости полета уменьшается угол атаки элемента лопасти воздушного винта, количество отбрасываемого назад воздуха и его скорость, поэтому уменьшается и потребная мощность на вращение воздушного винта. С увеличением высоты полета плотность воздуха уменьшается и потребная на вращение воздушного винта мощность также уменьшается.

С увеличением оборотов двигателя увеличивается сопротивление вращению воздушного винта и потребная мощность на вращение воздушного винта увеличивается.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Воздушный винт, вращаемый двигателем, развивает тягу и преодолевает лобовое сопротивление самолета, самолет движется.

Работа, производимая силой тяги воздушного винта за 1 с при движении самолета, называется тягой или полезной мощностью воздушного винта.

Тяговая мощность воздушного винта определяется по формуле

$$N_B = \frac{P_B V}{75}, \quad (3.11)$$

где P_B - тяга, развиваемая воздушным винтом; V - скорость самолета.

С увеличением высоты и скорости полета тяговая мощность воздушного винта уменьшается. При работе воздушного винта, когда самолет не движется, развивается максимальная тяга, но тяговая мощность при этом равна нулю, так как скорость движения равна нулю.

КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. ЗАВИСИМОСТЬ КПД ОТ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Часть энергии вращения двигателя затрачивается на вращение воздушного винта и направлена на преодоление сопротивления воздуха, закрутку отбрасываемой струи и др. Поэтому полезная секундная работа, или полезная тяговая мощность винта, N_B , будет меньше мощности двигателя N_e , затраченной на вращение воздушного винта.

Отношение полезной тяговой мощности к потребляемой воздушным винтом мощности (эффективной мощности двигателя) называется коэффициентом полезного действия (кпд) воздушного винта и обозначается η . Он определяется по формуле

$$\eta_B = \frac{N_B}{N_e}. \quad (3.12)$$

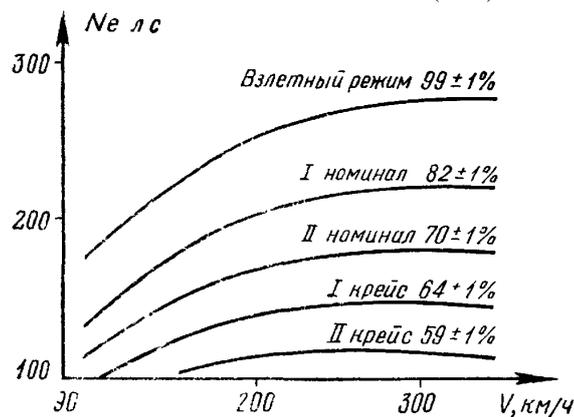


Рис. 11 Характеристики по мощности двигателя М-14П самолетов Як-52 и Як-55

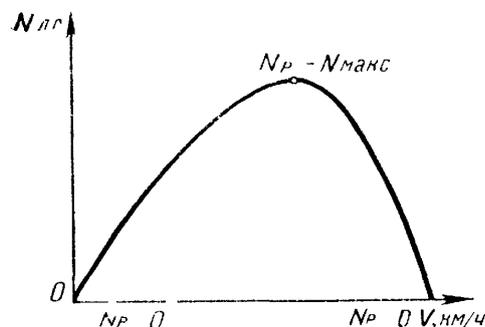


Рис. 12 Примерный вид кривой изменения располагаемой мощности в зависимости от скорости полета

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

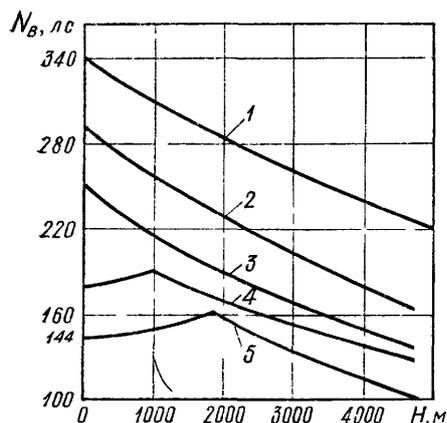


Рис. 13 Высотная характеристика двигателя М-14П на режимах 1 - взлетный, 2- номинальный, 3 - номинальный, 4 - крейсерский 1; 5 - крейсерский 2

Величина КПД воздушного винта зависит от тех же факторов, что и тяговая мощность воздушного винта.

КПД всегда меньше единицы и достигает у лучших воздушных винтов величины 0,8...0,9.

График зависимости располагаемой эффективной мощности от скорости полета для самолетов Як-52 и Як-55 изображен на Рис. 11.

График Рис. 12 называется характеристикой силовой установки по мощности.

При $V=0$, $N_p=0$; при скорости полета $V=300$ км/ч, $N_p=275$ л.с. (для самолета Як-52) и $V=320$ км/ч, $N_p=275$ л.с. (для самолета Як-55), где N_p - потребная мощность.

С увеличением высоты эффективная мощность падает вследствие уменьшения плотности воздуха. Характеристика изменения ее для самолетов Як-52 и Як-55 от высоты полета H изображена на Рис. 13.

Для уменьшения скорости вращения воздушного винта в двигателе применяется редуктор.

Степень редукции подбирается таким образом, чтобы на номинальном режиме концы лопастей обтекались дозвуковым потоком воздуха.

ВИНТЫ ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА

Для устранения недостатков воздушных винтов неизменяемого шага и фиксированного применяется воздушный винт изменяемого шага (ВИШ). Основоположником теории ВИШ является Ветчинкин.

ТРЕБОВАНИЯ К ВИШ:

ВИШ должен устанавливать на всех режимах полета наиболее выгодные углы атаки лопастей; снимать с двигателя номинальную мощность на всем рабочем диапазоне скоростей и высот; сохранять максимальное значение коэффициента полезного действия на возможно большем диапазоне скоростей.

Лопастей ВИШ либо управляются специальным механизмом, либо устанавливаются в нужное положение под влиянием сил, действующих на воздушный винт. В первом случае это гидравлические и электрические воздушные винты, во втором - аэродинамические.

Гидравлический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится давлением масла подаваемого в механизм, находящийся во втулке винта.

Электрический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится электродвигателем, соединенным с лопастями механической передачей.

Аэромеханический винт - воздушный винт, у которого изменение угла установки лопастей производится автоматически - аэродинамическими и центробежными силами.

Наибольшее распространение получили гидравлические ВИШ. Автоматическое устройство в винтах изменяемого шага предназначено для сохранения постоянными заданных оборотов воздушного винта (двигателя) путем синхронного изменения угла наклона лопастей при изменении режима полета (скорости, высоты) и называется регулятором постоянства оборотов (РПО).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

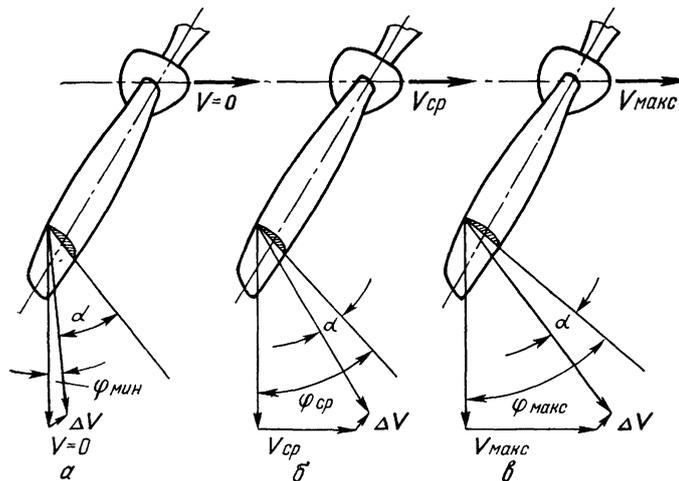


Рис. 14 Работа воздушного винта изменяемого шага В530ТА-Д35 при разных скоростях полета

РПО совместно с механизмом поворота лопастей изменяет шаг винта (угол наклона лопастей) таким образом, чтобы обороты, заданные летчиком с помощью рычага управления ВИШ, при изменении режима полета оставались неизменными (заданными).

При этом следует помнить, что обороты будут сохраняться до тех пор, пока эффективная мощность на валу двигателя N_e будет больше мощности, потребной для вращения воздушного винта при установке лопастей на самый малый угол наклона (малый шаг).

На Рис. 14 показана схема работы ВИШ.

При изменении скорости полета от взлетной до максимальной в горизонтальном полете угол установки лопастей φ возрастает от своего минимального значения φ_{\min} до максимального φ_{\max} (большой шаг). Благодаря этому углы атаки лопасти изменяются мало и сохраняются близкими к наивыгоднейшим.

Работа ВИШ на взлете характерна тем, что на взлете используется вся мощность двигателя - развивается наибольшая тяга. Это возможно при условии, что двигатель развивает максимальные обороты, а каждая часть лопасти винта развивает наибольшую тягу, имея наименьшее сопротивление вращению.

Для этого необходимо, чтобы каждый элемент лопасти воздушного винта работал на углах атаки, близких к критическому, но без срыва воздушного потока. На Рис. 14, а видно, что угол атаки лопасти перед взлетом ($V=0$) за счет перетекания воздуха со скоростью ΔV немного отличается от угла наклона лопасти на величину φ_{\min} . Угол атаки лопасти соответствует величине максимальной подъемной силы.

Сопротивление вращению достигает в этом случае величины, при которой мощность, расходуемая на вращение винта, и эффективная мощность двигателя сравниваются и обороты будут неизменными. С увеличением скорости угол атаки лопастей воздушного винта уменьшается (Рис. 14, б). Уменьшается сопротивление вращению и воздушный винт как бы облегчается. Обороты двигателя должны возрастать, но РПО удерживает их за счет изменения угла атаки лопастей постоянными. По мере увеличения скорости полета лопасти разворачиваются на больший угол $\varphi_{\text{ср}}$.

При выполнении полета на максимальной скорости ВИШ также должен обеспечивать максимальное значение тяги. При полете на максимальной скорости угол наклона лопастей имеет предельное значение φ_{\max} (Рис. 14, в). Следовательно, при изменении скорости полета происходит изменение угла атаки лопасти, при уменьшении скорости полета угол атаки увеличивается - винт затягивается, при увеличении скорости полета угол атаки уменьшается - винт облегчается. РПО автоматически переводит лопасти винта на соответствующие углы.

При увеличении высоты полета мощность двигателя уменьшается и РПО уменьшает угол наклона лопастей, чтобы облегчить работу двигателя, и наоборот. Следовательно, РПО удерживает обороты двигателя с изменением высоты полета постоянными.

При заходе на посадку воздушный винт устанавливается на малый шаг, что соответствует оборотам взлетного режима. Это дает возможность летчику при выполнении всевозможных маневров на глиссаде посадки получить взлетную мощность двигателя при увеличении оборотов до максимальных.

ДЕЙСТВИЕ НА ЛОПАСТЬ ВИНТА СОБСТВЕННЫХ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СИЛ

При рассмотрении действия на лопасть воздушного винта собственных центробежных сил выделим в поперечном сечении элемента лопасти два небольших объема, расположенных в передней и задней частях сечения (Рис. 16).

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Во время вращения воздушного винта на массы, заключенные в этих объемах, действуют центробежные силы $P_{ц1}$ и $P_{ц2}$, приложенные к их центрам тяжести и направленные по радиусам вращения r_1 и r_2 .

Раскладывая эти центробежные силы на составляющие, направленные параллельно и перпендикулярно оси поворота лопасти, проанализируем их взаимодействие.

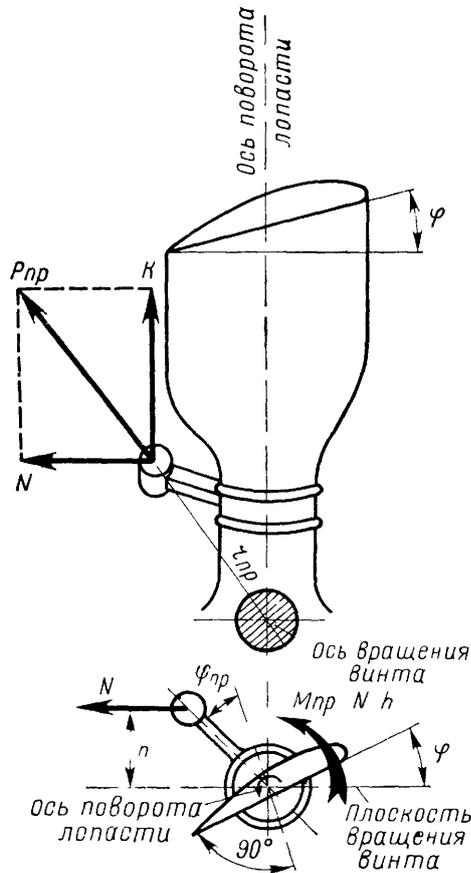


Рис. 15 Характер действия на лопасть воздушного винта собственных центробежных сил

Продольная сила X , направленная параллельно оси поворота лопасти, стремится вырвать лопасть из лопастного стакана, вызывая растяжение лопасти. Поперечная сила T , направленная перпендикулярно оси поворота лопасти, стремится повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки Φ (Поперечные силы T_1 и T_2 создают моменты $M_{л1}$ и $M_{л2}$ лопасти, которые зависят от их массы, числа оборотов воздушного винта и установочного угла лопасти Φ , а также от расстояния объемов от оси поворота лопасти h_1 и h_2 . Максимальное значение его соответствует 0 или 90°.

Рассмотрим действие на лопасть винта центробежных сил противовеса (Рис. 15).

Центробежные силы противовесов лопастей $P_{пр}$ приложены в центре тяжести противовесов и направлены по радиусам их вращения.

При анализе действия центробежной силы противовеса $P_{пр}$ раскладываем ее на две составляющие: силу K , направленную параллельно оси лопасти, которая стремится изогнуть кронштейн противовеса, и силу N , направленную перпендикулярно оси поворота лопасти, которая стремится повернуть лопасть в сторону увеличения ее угла установки Φ

Момент противовеса $M_{пр} = N h (K r_c)$ зависит от величины массы противовеса, радиуса его вращения, числа оборотов воздушного винта, угла установки лопасти и угла установки противовеса $\Phi_{пр}$.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

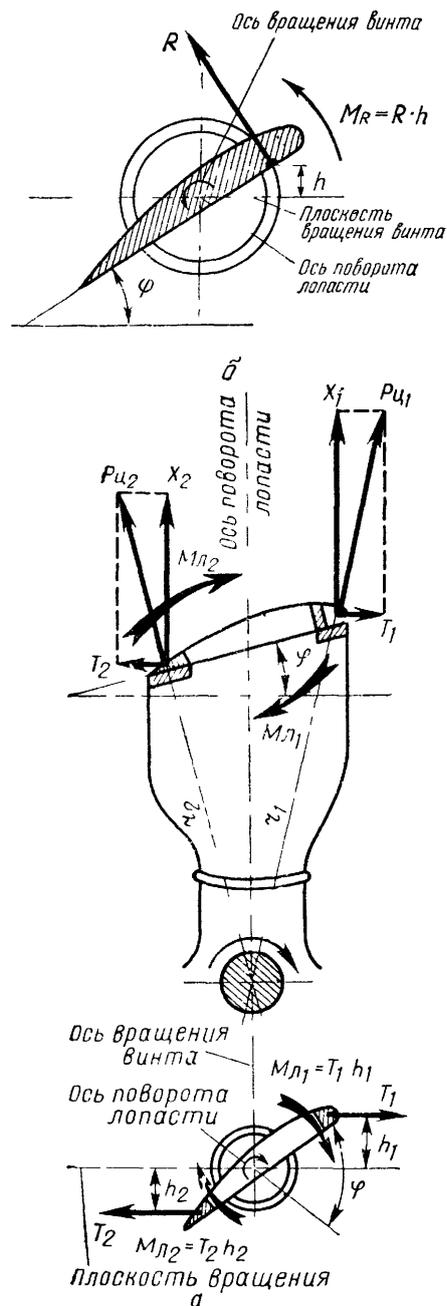


Рис. 16 а - характер действия на лопасть воздушного винта центробежных сил лопасти, б - аэродинамические силы, действующие на винт

Аэродинамическая сила **R** (Рис. 16, б), приложенная в центре давления профиля, создает момент, поворачивающий лопасть в сторону увеличения шага.

При увеличении угла установки лопасти φ увеличивается и момент аэродинамической силы, но его абсолютное значение в диапазоне рабочих углов поворота рабочих лопастей небольшое по сравнению с величинами аэродинамических центробежных моментов лопастей и противовесов.

Автоматические воздушные винты с гидравлическим управлением работают по прямой, обратной или двусторонней схеме.

Лопастей винтов, работающих по прямой схеме, на малый шаг переводятся действием давления масла и центробежных сил лопастей, на большой шаг - центробежными силами противовесов лопастей и аэродинамическими силами лопастей.

Воздушные винты, работающие по двусторонней схеме, переводятся на малый шаг давлением масла, центробежными силами лопастей, на большой шаг - давлением масла, центробежными силами противовесов и аэродинамическими силами лопастей.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

ВЗАИМНОЕ ВЛИЯНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И САМОЛЕТА

Воздушный винт, установленный на самолетах Як-52 и Як-55, при работе испытывает влияние от расположенных вблизи него частей самолета, при этом уменьшается скорость воздушного потока в плоскости вращения винта, что увеличивает тягу воздушного винта. Такое изменение тяги характеризуется величиной ε , называемой коэффициентом торможения скорости, и входит в виде поправки в относительную поступь

$$\lambda = \lambda_0(1 + \varepsilon), \quad (3.13)$$

где λ_0 - поступь изолированного воздушного винта.

Величина ε всегда больше нуля, поэтому $\lambda > \lambda_0$. С другой стороны, воздушный винт отбрасывает за собой массу воздуха, скорость которого больше скорости полета, увеличивает тем самым лобовое сопротивление частей самолета, находящихся в струе за воздушным винтом. Увеличение сопротивления самолета превышает по своей величине прирост тяги. В итоге - влияние обдувки самолета выражается общим понижением тяги двигательной установки.

Кроме того, за счет того, что скорость отбрасываемого воздушного потока воздушным винтом больше скорости полета, при обтекании частей самолета создается дополнительный прирост подъемной силы. Величина ее зависит от площади крыла, скорости полета, мощности силовой установки.

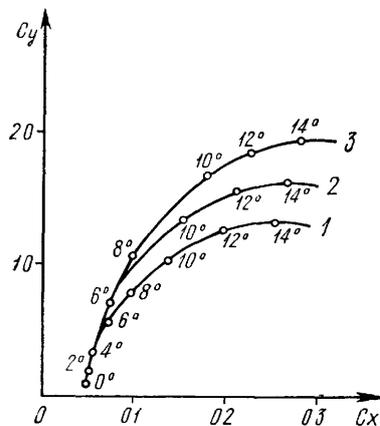


Рис. 17. Поляра самолета с учетом обдувки воздушным винтом

1- без обдувки, 2- работа двигателя в номинале 3- работа двигателя на взлетном режиме

Увеличение скорости полета уменьшает прирост аэродинамических сил.

Чем больше мощность силовой установки, тем больше прирост аэродинамических сил.

Для учета влияния обдувки воздушного винта на аэродинамические силы и их коэффициенты проводится их перерасчет для наиболее характерных режимов силовой установки

Из Рис. 17 видно, что обдувка крыла увеличивает значения C_y и C_x , причем C_y увеличивается больше, чем C_x .

Чем больше углы атаки крыла, тем больше прирост C_y . Так, для самолетов Як-52 и Як-55 на взлетном режиме работы двигателя на угле атаки α , равном 14° , прирост C_y составляет примерно 0,4.

Увеличение C_x за счет увеличения местной скорости воздушного потока на крыле происходит в меньшей степени, чем C_y . На угле атаки α , равном 16° , C_x возрастает на 0,046 или на 22% потому, что индуктивное сопротивление обдуваемой части будет меньше, чем его величина для крыла вне струи от винта.

Улучшение аэродинамических характеристик самолетов Як-52 и Як-55 за счет обдувки от воздушного винта корректирует некоторые параметры самолетов, например: скорость отрыва уменьшается на 15...20%, а длина разбега - на 25...30%.

(Приложение. Описание работы винта В530-ТА-Д35)

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ В530ТА-Д35

Автоматический воздушный винт В530ТА-Д35 самолетов Як-52 и Як-55 двухлопастный, работает совместно с регулятором оборотов Р-2 по прямой схеме. На малый шаг винт переводится давлением масла и

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

центробежными силами лопастей, на большой шаг - центробежными силами противовесов и аэродинамическими силами лопастей.

Автоматическая работа воздушного винта с регулятором оборотов обеспечивает поддержание постоянных оборотов, заданных летчиком, путем поворота лопастей в сторону увеличения или уменьшения установочного угла для изменения нагрузки на двигатель и снятия с винта наибольшего КПД.

При отказе регулятора оборотов центробежные силы и аэродинамические силы лопастей переводят винт на большой шаг, сохраняя безопасность полета.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА В530ТА-Д35

Тип винта	Тянущий, автоматический, изменяемого шага
Схема работы	Прямая
Принцип работы	Гидроцентробежный
Направление вращения	Левое
Диаметр винта, м	2,4
Число лопастей две	
Материал	Сосна, дельта-древесина, фанера и стальная оковка
Форма лопастей	Веслообразная
Угол установки лопастей на 1000 мм:	
минимальный	$14^{\circ}30' \pm 10'$
максимальный	$34^{\circ}30' \pm 30'$
Диапазон установки противовеса	$20^{\circ}+40'$
Угол установки противовеса	25°
Масса винта, кг	40+2%

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА В530ТА-Д35 И РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ Р2

Совместная работа воздушного винта и регулятора оборотов обеспечивает автоматическое изменение шага винта и сохранение заданной частоты вращения коленчатого вала двигателя.

Работа регулятора оборотов основана на гидроцентробежном принципе. Необходимая частота вращения коленчатого вала двигателя задается изменением силы сжатия золотника вниз и подводом масла в цилиндр для перевода винта на малый шаг.

Центробежные Г - образные грузики на малых оборотах (**48% или 1400 об/мин**) создают центробежные силы, недостаточные для перемещения золотника вверх даже при малом сжатии пружины, т. е. при положении рычага управления винтом «**Большой шаг**».

Вследствие этого невозможно перевести винт на большой шаг при наддуве ниже 400 мм рт. ст., что соответствует частоте вращения коленчатого вала 1300 об/мин при малом шаге.

Таким образом, регулятор оборотов автоматически разгружает двигатель при любом положении рычага управления винтом, переведя винт на малый шаг во время посадки самолета и при остановке двигателя. Это происходит потому, что зубчатая рейка не имеет кинематической связи с золотником и не может удерживать его в верхнем положении.

Перемещение золотника вверх осуществляется центробежными силами Г-образных грузиков, значение которых зависит от числа оборотов коленчатого вала двигателя. Коническая пружина перемещает золотник вниз во всех условиях, случаях, когда сила ее упругости больше центробежных сил Г-образных грузиков.

РАБОТА ВОЗДУШНОГО ВИНТА И РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ НА РАВНОВЕСНОМ РЕЖИМЕ

При работе на равновесных режимах (оборотах) (Рис. 18), когда мощность двигателя, скорость полета и высота не меняются, центробежные силы Г-образных грузиков уравнивают силу упругости конической пружины и удерживают золотник в нейтральном положении. При этом масло, находящееся в полости цилиндра воздушного винта, оказывается закрытым в ней. Лопастей воздушного винта под действием аэродинамических и центробежных сил противовесов стремятся повернуться в сторону увеличения шага и переместить поршень воздушного винта вперед, а закрытое в цилиндре масло удерживает поршень, являясь для него гидравлическим упором. Это удерживает лопасти от поворота, сохраняя шаг винта и обороты двигателя постоянными.

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Масло, нагнетаемое насосом регулятора, при работе на равновесных оборотах не расходуется и направляется через редукционный клапан на вход в насос с давлением не выше 15 кгс/см^2 .

Если в полете увеличивается частота вращения коленчатого вала двигателя в результате повышения наддува или увеличения скорости полета, растут центробежные силы Г-образных грузов, которые, преодолевая силу сжатия конической пружины, перемещают золотник вверх, открывая канал слива масла из цилиндра винта в картер двигателя. Масло из нагнетательной полости насоса поступает через редукционный клапан на вход в насос с давлением 15 кгс/см^2 . Лопастей винта под действием аэродинамических и центробежных сил противовесов поворачиваются в сторону увеличения шага (Рис. 19), повышая нагрузку на двигатель. При этом уменьшается число оборотов двигателя, снижаются центробежные силы Г-образных грузиков и коническая пружина перемещает золотник в нейтральное положение при оборотах, равных заданным, при которых центробежные силы грузиков уравниваются силой упругости конической пружины

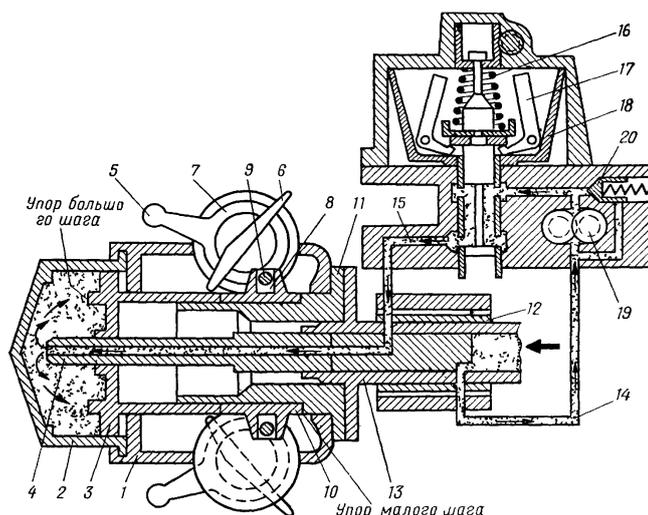


Рис. 18 Схема работы воздушного винта на равновесных оборотах

1- корпус винта 2- цилиндр 3- поршень 4- штуцер переходника 5- противовес, 6- лопасть 7- стакан лопасти 8- палец 9- сухарь 10- поводок 11- ступица 12- кольца маслоуплотнительные 13- вал винта 14- канал подвода масла к регулятору оборотов $P=2$ 15- канал подвода масла к винту, 16- коническая пружина 17- грузик регулятора, 18- золотник 19- маслонасос регулятора 20- редукционный клапан

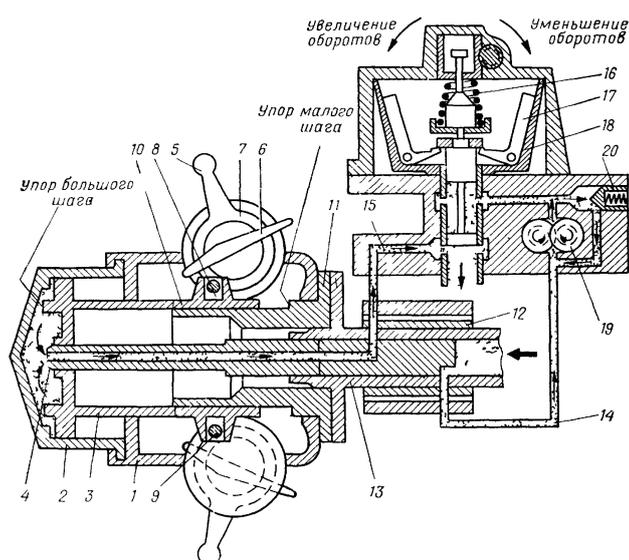


Рис. 19 Схема работы воздушного винта при переводе лопастей на «Большой шаг» (см. Рис. 18)

Если в полете число оборотов двигателя уменьшается в результате снижения наддува или скорости полета, уменьшаются центробежные силы Г-образных грузиков и коническая пружина перемещает золотник вниз, открывая канал подвода масла в цилиндр винта для перемещения поршня назад и поворот лопастей в сторону уменьшения шага (Рис. 20)

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

При этом увеличиваются обороты двигателя, растут центробежные силы Г-образных грузиков, которые, преодолевая упругость сжатой конической пружины, перемещают золотник в нейтральное положение при оборотах, равных заданным, обеспечивая восстановление равновесия между силой упругости сжатой конической пружины и центробежными силами вращения грузиков.

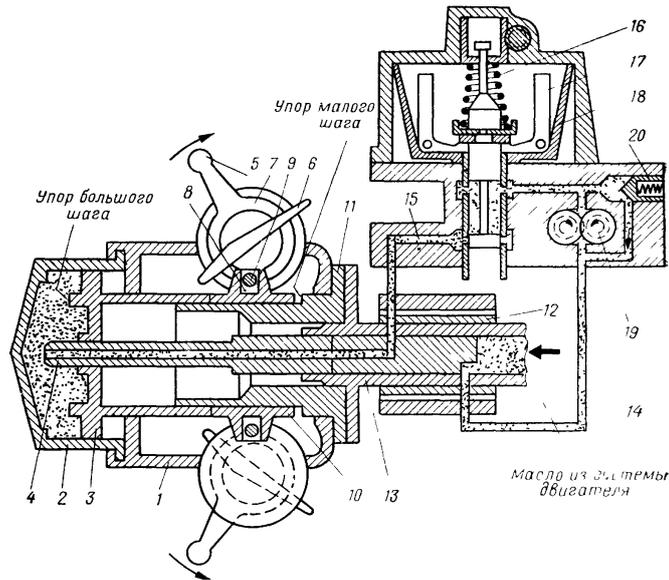


Рис. 20 Схема работы воздушного винта при переводе лопастей на «Малый шаг»

ПРИНУДИТЕЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ШАГА ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Во время опробования двигателя для проверки работы воздушного винта и регулятора оборотов устанавливают рычагом газа 2050 об/мин (70%), а затем, плавно перемещая рычаг управления регулятором оборотов в положение «Большой шаг», проверяют изменение режима работы двигателя.

Число оборотов коленчатого вала двигателя при этом должно снизиться до 1450 об/мин (50%).

Зубчатая рейка регулятора оборотов перемещается вверх, уменьшается сжатие конической пружины, и Г-образные грузики под действием центробежных сил перемещают золотник в верхнее положение, обеспечивая слив масла из цилиндра винта в картер двигателя и поворот лопастей на большой шаг под действием центробежных сил противовесов и аэродинамических сил лопастей. Масло, нагнетаемое насосом, будет перепускаться редукционным клапаном на вход в насос регулятора.

Во время перемещения рычага управления регулятора оборотов в положение «Малый шаг» зубчатая рейка передвигается в нижнее положение, увеличивая сжатие конической пружины, которая перемещает золотник в нижнее положение, обеспечивая подвод масла в цилиндр винта и поворот лопастей на малый шаг. При этом обороты восстанавливаются до первоначальных 2050 об/мин (70%), указывая на полный диапазон поворота лопастей и нормальную работу регулятора оборотов.

Полное затяжеление винта со взлетного режима вызывает уменьшение оборотов до 2050 об/мин, т. е. на 850 об/мин, и снижение наддува на 50 мм рт. ст. и мощности на 120 л. с. Следовательно, взлет самолета и уход на второй круг при большом шаге винта затрудняются.