

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ПО ВЫСШЕМУ ОБРАЗОВАНИЮ

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

К. А. ЖУКОВ, Б. А. УГЛОВ

ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

Учебное пособие

УДК 629.7.03:629.7.004 (075.8)

Воздушные винты: Учеб. пособие/К. А. Жуков;
Б. А. Углов; Самар. аэрокосм. ун-т. Самара: 1993.
56 с.
ISBN 5-230-16947-8.

- Приведены основные понятия о воздушных винтах, их характеристики, силы и моменты, действующие на лопасти. Рассмотрены работа гидравлических винтов изменяемого шага и конструкции эксплуатируемых винтов для поршневых двигателей, ТВД и винтовентилятора. Особое внимание уделено работе винтов, установленных на ТВД.

Предназначено для студентов и инженеров специальности 13.03 и может быть использовано для подготовки и служебной деятельности инженеров специальностей 13.01 и 13.02. Выполнено на кафедре ЭЛАНД.

Табл. 1. Ил. 29. Библиогр.: 5 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева.

Рецензенты: В. А. Хитов, Н. Г. Трофимов.

ISBN 5-230-16947-8

© Самарский государственный
аэрокосмический университет,
1993

1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ

1.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП РАБОТЫ

Воздушный винт — лопастное устройство, предназначенное для создания силы тяги (реактивной силы). Лопасти воздушного винта при вращении, набегаая на воздух под некоторым углом (углом атаки), захватывают массы воздуха, отбрасывая его в одном направлении. При этом на лопасти действует сила реакции отбрасываемого воздуха, являющаяся силой тяги. Другими словами, воздушный винт, преобразуя крутящий момент на валу двигателя, взаимодействуя с воздухом, подобно крылу самолета, создает тягу, имея при этом кроме поступательного вращательное движение. При геометрическом сложении этих движений становится наглядной ориентация элемента лопасти в воздушном потоке (рис. 1)

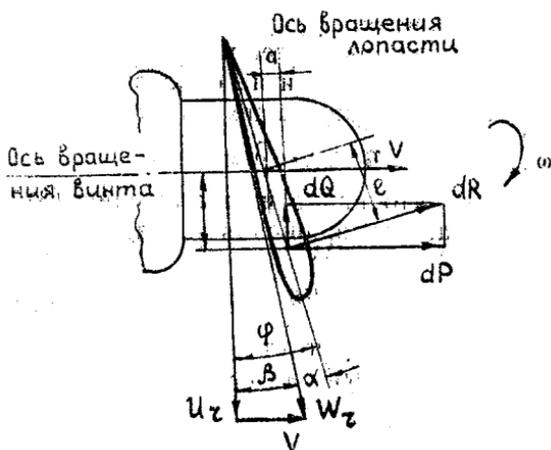


Рис. 1. Схема работы элемента лопасти воздушного винта

Окружная скорость сечения лопасти U_r зависит от частоты вращения n винта и расстояния r от рассматриваемого сечения до оси винта:

$$U_r = 2\pi r n = \omega r, \quad (1)$$

где ω — угловая скорость вращения.

Результирующая скорость рассматриваемого сечения W_r из треугольника скоростей

$$W_r = \sqrt{V^2 + U_r^2}. \quad (2)$$

Скорость полета V для всех сечений — величина постоянная, а окружная изменяется по линейному закону, становясь на оси вращения винта равной нулю.

Угол между плоскостью вращения винта и хордой сечения лопасти φ называется углом установки лопасти. Для поступательно движущегося самолета угол атаки α_r сечения лопасти меньше угла φ на угол β подхода струи к сечению, зависящий от скорости полета V . Угол атаки сечения обуславливает возникновение полной аэродинамической силы dR (по аналогии с работой крыла); раскладываемой на две элементарные составляющие — силу тяги dP и силу лобового сопротивления dQ . Полная сила тяги P получается суммированием элементарных составляющих всех сечений лопастей. Движение винта будет установившимся в том случае, когда сила тяги равна силе лобового сопротивления всего самолета.

Поскольку процесс преобразования мощности двигателя ($M_{кр} \omega$ — произведение крутящего момента на угловую скорость) в мощность, преобразуемую винтом в тягу (PV), сопровождается потерями на преодоление трения лопастей о воздух, завихрение и закрутку потока и на образование звуковых волн, вводится понятие коэффициента полезного действия винта:

$$\eta = PV / M_{кр} \omega. \quad (3)$$

Величина КПД, что видно из выражения¹ (3), зависит от скорости полета и частоты вращения винта.

1.2. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Воздушный винт создается для конкретного двигателя, установленного на определенный самолет. Для этого должны быть известны:

- характеристики самолета;
- параметры двигателя и система регулирования;
- конструктивные ограничения, накладываемые схемой самолета;

влияние винта на летные характеристики самолета;
шумовые и вибрационные характеристики создаваемого винта.

Выбор винта проводится одновременно с проектированием самолета и связан с параметрами регулирования углов установки лопастей, формой лопасти в плане, профилями сечений, числом лопастей, внешним диаметром и частотой вращения винта, КПД винта. Существенной характеристикой воздушного винта является его «покрытие», т. е. отношение площади всех его лопастей к площади круга, описываемого концами лопастей:

$$L = S_n k / \pi (R^2 - r_0^2),$$

где k — число лопастей.

Такой подход предъявляет следующие основные требования к воздушным винтам:

1. Высокий КПД — современные звуковые винты (для $V = 600 \dots 800$ км/ч) имеют $\eta = 0,85 \dots 0,92$ и сверхзвуковые — $0,8 \dots 0,9$.

2. Автоматическое изменение угла установки лопастей со скоростью перекалки не менее $10^\circ/\text{с}$.

3. Автоматическое флюгирование при отказе двигателя.

4. Для уменьшения потребного при запуске крутящего момента стартера должна быть обеспечена установка лопастей, близкая к $\varphi = 0$.

5. В конструкции винта и регулятора должны быть автоматические защитные устройства, ограничивающие произвольный переход лопастей на малые углы установки для предотвращения появления отрицательной тяги и обеспечивающие флюгирование винта в полете.

6. Защита лопастей и обтекателя механизма винта от обмерзания.

7. Массовая и аэродинамическая уравновешенность.

8! Высокая надежность в эксплуатации и простота обслуживания.

1.3. КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

Современный винт состоит из лопастей, втулки для их крепления, механизма поворота лопастей, узлов и деталей, обеспечивающих выполнение требований к винтам, к которым относятся регуляторы постоянства оборотов, масляные насосы, агрегаты электросистемы, противообледенительные устройства и др.

Классификация винтов приведена в таблице.

Классификационный признак	Виды винтов
Назначение	Тяговые (самолетные), несущие (вертолетные)
Число лопастей	2 ... 8
Направление вращения	Правое, левое
Установка относительно двигателя	Тянущие, толкающие
Форма лопасти	Прямая, веерообразная, симметричная, саблевидная
тип профиля	Двояковыпуклый, симметричный и несимметричный, выпукло-вогнутый, скоростной
Количество аэродинамически связанных между собой винтов	Одночные, двойные соосные
Шаг винта	Фиксированный, изменяемый
Конструктивное выполнение механизма поворота лопастей винта	Механические (с муфтой сцепления с дифференциальной передачей); аэродинамические; гидравлические — с питанием маслом от двигателя, с автономной масляной системой (прямая схема, обратная, двухсторонняя); электрические — с электромотором на винте и вне винта (с питанием от сети и автономным)
Скорости притекания воздуха на концах лопастей	Дозвуковые, трансзвуковые, сверхзвуковые
Специальные свойства	Флюгерные, реверсивные

Наиболее простым является винт с фиксированного шага, у которого втулка и лопасти выполнены за одно целое. Наибольший КПД такого винта находится в очень узком диапазоне скоростей полета. Это обуславливает уменьшение мощности двигателя на взлете при малой скорости движения из-за излишней загрузки его винтом (винт «тяжелый»), и возрастание оборотов двигателя в скоростном горизонтальном полете (винт «легкий»), что приводит к снижению надежности системы двигатель-винт.

Перечисленные недостатки устранены в винтах изменяемого шага. Лопасти таких винтов с помощью различных устройств поворачиваются на угол, близкий к оптимальному для данного режима работы двигателя и полета самолета.

Винты изменяемого шага делятся на три типа: механические, гидравлические и электрические.

Механическим называют винт, поворот лопастей которого осуществляется либо пилотом, либо с помощью привода от двигателя, либо аэродинамическими или центробежными силами, возникающими при вращении винта. Последний называется аэромеханическим.

У гидравлических винтов угол установки лопастей изменяется цилиндропоршневой системой под действием давления масла. Механизм поворота лопастей у винтов этого типа выполняется по двух- или односторонней схеме. В гидравлических винтах двухсторонней схемы масло в цилиндр подается под давлением с любой стороны поршня: для перевода лопастей на большой шаг — в левую полость цилиндра (рис. 2), на малый — в правую. В односторонних винтах масло подается либо в левую полость для уменьшения шага (обратная схема), либо только в правую для увеличения шага (прямая схема). Поворот лопасти на большой шаг в винтах обратной схемы осуществляется центробежными силами лопасти, в винтах прямой схемы перевод лопасти на малый шаг производится центробежными силами специальных грузов.

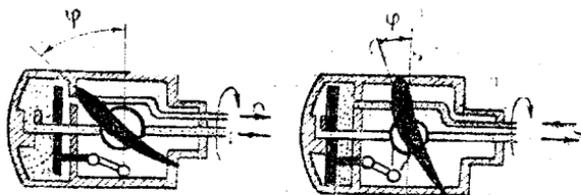


Рис. 2. Схема гидравлического винта изменяемого шага двухстороннего действия: а — под давлением масла, поступающего в левую полость цилиндра, поршень перемещается вправо и поворачивает лопасть на большой шаг; б — под давлением масла в правой полости цилиндра поршень перемещается влево и поворачивает лопасть на малый шаг.

Оба типа винтов изменяемого шага (ВИШ) односторонней схемы не могут быть выполнены в виде специальных винтов флюгерного и реверсивного. Это возможно только для винтов двухсторонней схемы.

Флюгерный винт — это винт изменяемого шага, лопасти которого могут устанавливаться по потоку, чем значительно уменьшается сопротивление его в случае отказа двигателя. Сопротивление винта, находящегося во флюгерном положении, составляет 5 ... 10% от сопротивления винта на малом шаге.

Реверсивный винт способен создавать отрицательную тягу переводом лопастей на отрицательные углы атаки. Такой винт позволяет сократить пробег самолета на 35...40% и значительно улучшает маневренность гидросамолетов на плаву.

На двигателях большой мощности целесообразно устанавливать соосные винты — два винта, вращающихся в разные стороны. К преимуществам соосных винтов можно отнести: возможность передачи больших мощностей; снижение потерь мощности на закрутку потока за передними винтами, что несколько увеличивает КПД винта; устранение действия на самолет гироскопического момента от винта, что важно для обеспечения поперечного равновесия самолета.

2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

2.1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

К основным геометрическим характеристикам воздушного винта относятся: диаметр винта, число лопастей, геометрия лопасти.

Диаметр винта D — диаметр окружности, описываемой концом лопасти при вращении винта. Диаметр — наиболее важный конструктивный параметр, подобный размаху крыла самолета. Наиболее важными факторами, определяющими диаметр винта, являются:

- КПД винта в различных условиях;
- допустимая по характеристикам и уровню шума окружная скорость;
- зазоры над землей и до конструкции самолета;
- масса винта.

Окружная скорость конца лопасти в статических условиях $V_{\text{конц}} = \pi n D$ в связи с актуальностью снижения шума должна быть меньше 250 м/с. Практический предел допустимого по уровню шума числа $M_{\text{конц}} = V_{\text{конц}}/a$ составляет 0,85...0,90. При больших значениях начинает падать КПД винта. Для винтов с тонкими лопастями (относительная толщина — отношение толщины к хорде до 6%) КПД начинает падать с $M_{\text{конц}} > 0,90...0,92$.

В зависимости от окружной скорости

$$D_{\text{н}} = (a/\pi n) \sqrt{M_{\text{конц}}^2 - M^2}, \quad (4)$$

где a — скорость звука для высоты, соответствующей максимальной частоте вращения.

Для этих условий выбирается и скорость полета M .

Площадь, ометаемая винтом — площадь диска, описываемого лопастями винта при его вращении:

$$F = \pi D^2 (1 - \zeta^2) / 4, \quad (5)$$

где ζ — коэффициент нерабочей части винта ($\sim 0,25$), занятый втулкой и не создающей тяги.

Ширина лопасти b — размер хорды сечения лопасти (рис. 3). В расчетах используется относительная ширина $\bar{b} = b/D$, т. е. размер хорды, отнесенный к диаметру винта. Лопасти шириной $\bar{b} = 6 \dots 7\%$ считаются узкими, более $9 \dots 10\%$ — широкими. Законом изменения \bar{b} по радиусу определяется форма лопасти в плане.

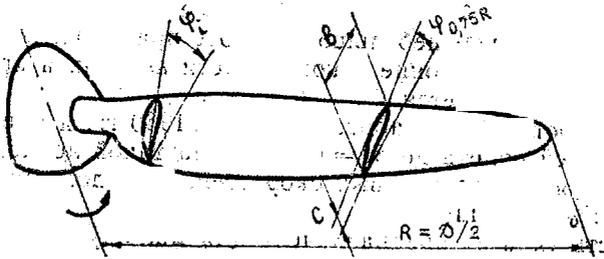


рис. 3. Геометрические характеристики лопасти

Этот расчет зависит от окружной скорости (U_r), выражение для которой можно написать в виде

$$U_r = \pi n_s D \bar{r},$$

где n_s — частота вращения винта, 1/с; \bar{r} — относительный радиус лопасти, изменяющийся в пределах от нуля при $\bar{r} = 0$ до $\pi n_s D$ при $\bar{r} = 1$ на конце (т. е. на оси винта $W = V$).

На конце лопасти относительная скорость

$$W = \sqrt{\pi^2 n_s^2 D^2 + V^2},$$

отсюда

$$D = (\sqrt{W^2 - V^2}) / \pi n_s$$

Учитывая, что наибольшее влияние скорости полета V на значение относительной скорости W не превышает 20%, можно последнее выражение написать в наиболее интересных для нас параметрах:

$$D = (\sqrt{U_{r, \text{конц}}^2 - V^2}) / \pi n_s = \alpha (\sqrt{M_{\text{конц}}^2 - M^2}) / \pi n_s, \quad (4)$$

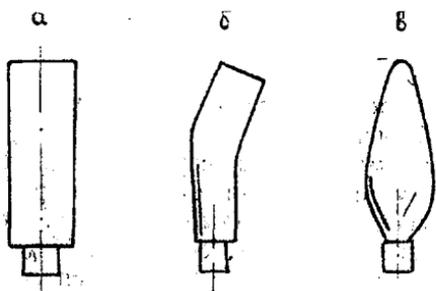


Рис. 4. Варианты формы лопастей

На рис. 4. приведены некоторые варианты форм лопастей.

Форма а) делается почти призматической с прямоугольными концами. В некоторых случаях делается обратная трапеция (хорда концевая больше хорды корневой). Этот тип предназначен для скоростей полета $M = 0,5 \dots 0,7$. При тонком профиле (с толщиной около

6%) и относительно небольшой частоте вращения коэффициент подъемной силы на конце такой лопасти невелик и критическое число $M_{\text{конец}}$ повышается.

Тип лопасти б) разработан в 1950 ... 1960 гг. и предназначен для скоростей полета до $M = 0,95$. Конец такой лопасти работает в условиях трансзвуковых скоростей, и он должен быть тонким (до 2% на конце).

Лопасть типа в) предназначена для малочисленных винтов высокой частоты вращения. Хорда лопасти изменяется таким образом, чтобы уменьшить до минимума в статических условиях ее участок, работающий в срывном режиме.

Развернутую площадь лопасти можно записать в виде

$$S = (D^2/2) \int_{r_0}^1 b \, d\bar{r}, \quad (6)$$

где $\bar{r} = r/R$ — относительный радиус лопасти, то есть отношение развернутой площади лопастей винта к площади, ометаемой ими, называется «покрытием винта»

$$L = S_k / \pi (R^2 - r_0^2), \quad (7)$$

где r_0 — радиус комля; k — число лопастей.

Покрытие характеризует ширину лопасти данного винта.

Поскольку лопасть на разных сечениях имеет разную эффективность вследствие разной скорости их в потоке, вводится понятие о факторе эффективности:

$$\Phi = 6,250 \int_{r_0}^1 b \bar{r}^3 \, d\bar{r} \quad (8)$$

Формула показывает, что чем больше ширина лопасти, тем больше фактор эффективности. Для современных винтов Φ на-

ходится в пределах от 60 до 180. Из этой же формулы видно, что увеличение b на конце лопасти (форма лопасти a на рис. 4) увеличивает фактор эффективности.

Толщина лопасти c — наибольшая толщина сечения лопасти на каком-либо радиусе (см. рис. 3). За номинальный радиус при теоретических расчетах принимают величину, равную 0,75 радиуса винта, на практике — расстояние от оси винта, равное 1000 мм для винтов с диаметром менее 4 м и 1600 мм для винтов с большим диаметром. Относительная толщина $\bar{c} = c/b$ часто выражается в процентах.

В выполненных конструкциях \bar{c} на радиусе $\bar{r} = 0,9$ равна 2...5%, у комля (\bar{r}_0) $\bar{c} = 15...20\%$.

Геометрический шаг H винта — расстояние, проходимое винтом за один оборот в неподатливой среде: $H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi$.

Поскольку винт вращается в податливой среде, за один оборот он проходит меньшее расстояние, называемое поступью винта $A = V/n$. Разность между шагом и поступью называется скольжением:

$$S = H - A. \quad (9)$$

В настоящее время понятиями шаг и поступь не пользуются, однако для составления аэродинамических характеристик винтов по результатам экспериментальных продувок лопастей в аэродинамических трубах используется понятие относительной поступи (коэффициента скорости), т. е. отношение поступи винта к его диаметру:

$$j = V/nD. \quad (10)$$

Крутка лопасти — изменение угла между хордой данного сечения и хордой основного сечения, например, сечения на $0,75R$. Из рис. 3 видно, что крутка близ корневого и основного сечений лопасти равна разности $\varphi_i - \varphi_{0,75R}$.

Число лопастей для винтов поршневых маломощных двигателей равно двум (Як-18Т). Для дозвуковых скоростей число лопастей четыре (Ан-2, Ан-12, Ан-24). Двигатели большой мощности имеют два соосных четырехлопастных винта (Ан-22). Винты со сверхзвуковым режимом обтекания имеют восемь и более лопастей. Большое число лопастей уменьшает диаметр винта, но приводит к снижению КПД.

2.2. КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

К кинематическим характеристикам относятся зависимости, связывающие угол атаки α , притекания струй β и угол установки лопасти φ со скоростью полета и радиусом винта:

Во всех сечениях по радиусу лопасти должно выполняться условие (рис. 5)

$$\alpha_{\text{наиб}} = \varphi - \beta = \text{const}, \quad (11)$$

где $\alpha_{\text{наиб}}$ — наимыгоднейший угол атаки, при котором аэродинамическое качество профиля максимально.

Угол притекания

$$\beta = \text{arctg}(V/U) = \text{arctg}(V/2\pi rn). \quad (12)$$

Это выражение показывает, что с увеличением радиуса r угол β уменьшается при неизменной скорости полета V , т. е. при этом увеличивается угол атаки α .

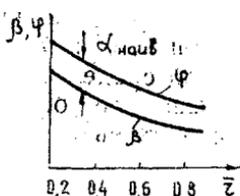


Рис. 5. Изменение β и φ по радиусу лопасти

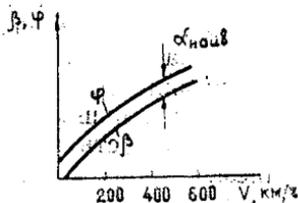


Рис. 6. Изменение β и φ в зависимости от скорости полета

Для соблюдения условия $\alpha_{\text{наиб}} = \text{const}$ необходимо соответствующее уменьшение угла установки, φ с увеличением радиуса, что достигается круткой лопасти по ее длине (рис. 5). Увеличение скорости полета требует увеличения φ , т. е. увеличения мощности, потребляемой винтом; для увеличения тяги (рис. 6).

2.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Аэродинамические характеристики объединяют тягу, момент и мощность, потребные для вращения винта, и КПД. Аэродинамические силы, действующие на элемент лопасти, обусловлены скоростью полета V , окружной скоростью U , поступательной скоростью V_1 , вызванной винтом в результате разрежения (подсоса) воздуха перед винтом, и скоростью U_{r1} , появляющейся из-за дополнительной закрутки воздуха винтом — две последние скорости (рис. 7) определяют

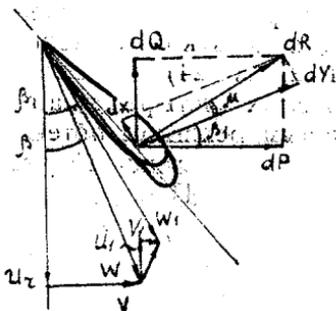


Рис. 7. Аэродинамические силы, действующие на элемент лопасти

индуктивные потери на отбрасывание и закручивание потока воздуха.

Результирующая скорость W движения данного сечения лопасти

$$W = \sqrt{(V + V_{t1})^2 + (U_r - U_{r1})^2} \quad (13)$$

Без учета потерь W описывается выражением (2)

Для определения тяги dP элемента лопасти разложим полную аэродинамическую силу dR элемента лопасти на две составляющие: dP — в направлении полета dQ — в направлении вращения элемента.

Вектор полной аэродинамической силы dR отклонен от направления оси вращения винта на угол $\mu + \beta$, где $\mu = \arctg(dX/dY) = \arctg(c_x/c_y) \approx c_x/c_y$, (14)

$$\mu = \arctg(dX/dY) = \arctg(c_x/c_y) \approx c_x/c_y, \quad (14)$$

поскольку для большинства винтов обратное качество μ (в радианах) мало.

Без учета потерь изменение угла притекания β сопровождается одновременным изменением аэродинамических коэффициентов. Другими словами, угол β вполне определяется режимом работы винта. Можно написать

$$\operatorname{tg} \beta = V/U_r = V/\pi n_s D r \approx \lambda / \pi r, \quad (15)$$

т. е. угол β зависит от относительной поступи, определяющей режим работы винта, и от радиуса r : $\operatorname{tg} \beta = f(\lambda)$.

Полная аэродинамическая сила, действующая на элемент лопасти, описывается выражением

$$dR = c_R \rho W^2 b dr / 2. \quad (16)$$

Разложим эту силу на составляющие dY и dX (рис. 7):

$$dY = c_Y (\rho W^2 / 2) b dr \quad \text{и} \quad dX = c_X (\rho W^2 / 2) b dr. \quad (17)$$

Коэффициенты c_Y и c_X берутся для условного прямого крыла с удлинением $\lambda_{кр} = l^2/S \approx 5$, где l — размах крыла, S — площадь.

Проекция сил Y и X на направленные оси вращения винта определяют силу тяги сечения лопасти

$$dP = dY \cos \beta - dX \sin \beta, \quad (18)$$

а на направленные плоскости вращения — элементарную силу сопротивления вращению

$$dQ = dY \sin \beta + dX \cos \beta. \quad (19)$$

Момент вращения элемента лопасти

$$dM = dQ r. \quad (20)$$

Мощность, затрачиваемая на вращение элемента лопасти;

$$dN = dM\omega = (dY \sin \beta + dX \cos \beta) r\omega. \quad (21)$$

Полная относительная скорость

$$W = U_r / \cos \beta = 2\pi r n_s / \cos \beta. \quad (22)$$

Подставляя (17) и (22) в (18) и (21) и вводя обозначения:

$$\bar{r} = r/r_b; \quad \bar{r}_0 = r_0/r_b; \quad \bar{r}_b = 1; \quad \bar{b} = b/D.$$

где r_0 — радиус втулки винта, проинтегрируем полученное выражение вдоль лопасти от \bar{r}_0 до $\bar{r}_b = 1$:

$$P = \rho n_s^3 D^4 \frac{i\pi^2}{4} \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{c_Y \cos \beta + c_X \sin \beta}{\cos^2 \beta} \bar{b} \bar{r}^2 d\bar{r} = c_P \rho n_s^3 D^4 \quad (23)$$

$$N = \rho n_s^3 D^5 \frac{i\pi^3}{4} \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{c_Y \sin \beta + c_X \cos \beta}{\cos^2 \beta} \bar{b} \bar{r}^3 d\bar{r} = c_N \rho n_s^3 D^5. \quad (24)$$

Безразмерные коэффициенты c_P и c_N в общем случае зависят от угла притекания струй β , связанного с ними выражением (15) относительной поступи λ , и от тех же величин, от которых зависят аэродинамические коэффициенты c_Y и c_X , т. е. от угла установки φ , чисел M и Re и формы сечения винта. При загрязнении поверхности лопасти и наличии на ней забоя коэффициент тяги уменьшается, а коэффициент мощности увеличивается. Уменьшение c_P и c_N при $\varphi = \text{const}$ на рис. 8 и 9 объясняется уменьшением c_Y из-за увеличения β и уменьшения угла атаки α .

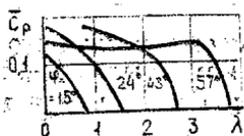


Рис. 8. Зависимость коэффициента тяги от относительной поступи для разных углов установки

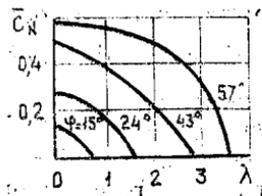


Рис. 9. Зависимость коэффициента мощности от относительной поступи для разных углов установки

На основании выражений (23) и (24) КПД винта запишем в виде

$$\eta = PV/N = (c_P/c_N) (V/nD) = (c_P/c_N)\lambda. \quad (25)$$

Для сечения на радиусе r

$$\eta_r = \frac{V dP}{dN} = \frac{V}{r \omega} \frac{dY \cos \beta - dX \sin \beta}{dY \sin \beta + dX \cos \beta} =$$

$$= \operatorname{tg} \beta \operatorname{ctg} \beta \frac{1 - \mu \operatorname{tg} \beta}{1 + \mu \operatorname{ctg} \beta} = \frac{1 - \mu \operatorname{tg} \beta}{1 + \mu \operatorname{ctg} \beta}. \quad (26)$$

Продифференцировав это выражение по β для $\mu = \text{const}$ и приравняв его нулю, получим значение оптимального угла β :

$$\beta_{\text{опт}} = \pi/4 - \mu/2, \quad (27)$$

при котором η достигает своего наибольшего значения:

$$(\eta_r)_{\text{max}} = \frac{1 - \mu \operatorname{tg} (\pi/4 - \mu/2)}{1 + \mu \operatorname{ctg} (\pi/4 - \mu/2)}. \quad (28)$$

Следовательно, зная $\beta_{\text{опт}}$ и выбирая для каждого сечения $\alpha_{\text{наиб}}$, можно установить закон изменения $\varphi = \beta_{\text{опт}} + \alpha_{\text{наиб}}$ вдоль r , при котором в каждом сечении η будет наибольшим.

2.4. НОРМАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ (РЕЖИМЫ РАБОТЫ) ВИНТА

Нормальными характеристиками воздушного винта называются зависимости коэффициентов тяги, мощности и КПД от относительной поступи для $\varphi = \text{const}$.

При постоянном угле установки φ угол атаки лопастей зависит от скорости полета V — с ростом последней угол атаки уменьшается (винт становится легче). Уменьшение V сопровождается затяжением винта (увеличением α), что видно из рис. 1 и 7. В этих случаях изменяется и частота вращения.

Анализ нормальных характеристик (рис. 10) позволяет выделить ряд характерных режимов работы воздушного винта.

1. Режим, при котором поступательная скорость $V = 0$, называется режимом работы винта на месте (геликоптерный режим) — точка a на рис. 10. В этой точке коэффициенты c_P и c_M имеют наибольшие значения. Угол атаки α в этом случае примерно равен углу установки φ . Струя сильно нагруженного винта претерпевает значительное сужение. Поскольку винт полезной работы не производит, $\eta = 0$. Изменение коэффициентов c_P и c_M от угла установки для режима, обозначенного точкой a на рис. 10, показано на рис. 11.

Качество винта при работе на месте

$$K = P_0/N_0 = (c_{P0}/c_{N0}) / n_s D, \quad (29)$$

т. е. зависит от отношения коэффициентов и величины $n_s D$, пропорциональной окружной скорости лопасти.

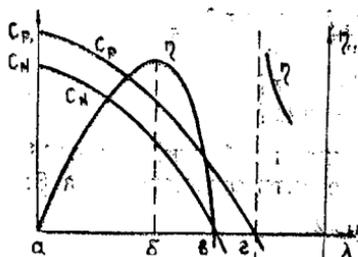


Рис. 10. Нормальные характеристики винта фиксированного шага

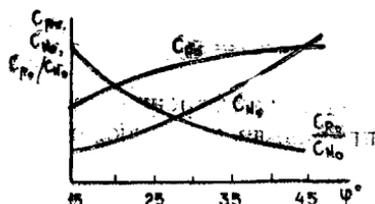


Рис. 11. Зависимость коэффициентов тяги и мощности от угла установки при $V = 0$

Путь уменьшения n_s и D , для улучшения качества нецелеобразен, поскольку при этом уменьшается мощность. Из рис. 11 видно, что увеличение K возможно уменьшением φ и увеличением диаметра винта (для увеличения c_p). Это вытекает из следующих соображений. Из формулы (24) определяется произведение $n_s D$ и подставляется в (29):

$$K = (c_{p0} D^{2,3} / c_{n0}^{2,3} \sqrt{\sigma / N_6}) \quad (30)$$

Реализация этого выражения на несущем винте вертолета — очень большой диаметр и малый угол установки.

Качество винта показывает, сколько килограммов тяги приходится на 1 кВт (1 л. с.) мощности двигателя. У самолетных винтов при $V = 0$ $K \approx 1,0 \dots 1,5$ кгс/л.с. Эта величина важна при расчете разбега самолета.

2. Основным и наиболее важным является «процелтерный» или тяговый режим (участок $a-b$ на рис. 10), использующийся при рулении, взлете, наборе высоты, горизонтальном полете и частично при снижении и посадке.

Чем больше относительная поступь λ , тем больше угол атаки α сечения лопасти. То есть с увеличением скорости полета винт затяжелется, что приводит к уменьшению мощности (n , соответственно, c_n) и частоты вращения винта n_s . Причем, n и n_s изменяются примерно пропорционально.

Точка b на рис. 10 характеризует оптимальный режим работы воздушного винта для постоянного угла установки φ .

3. Точка γ соответствует режиму нулевой тяги. На этом режиме коэффициент тяги c_p и КПД равны нулю, но при этом коэффициент мощности c_n (и мощность) имеют положительное значение — мощность в этом случае необходима для преодоления момента сопротивления вращению винта.

Режим нулевой тяги используется при снижении самолета. Угол атаки α при этом несколько меньше нуля.

4. Режим работы винта между точками b — z (рис. 10) называется режимом торможения — на этом режиме создается отрицательная тяга в результате того, что угол притекания β больше угла установки φ , т. е. угол атаки α отрицательный.

Воздушный поток создает давление на стенку лопасти, что обуславливает появление отрицательной тяги. На этом участке $c\beta$ имеет отрицательное значение, и винт создает отрицательную тягу.

Режим торможения используется для сокращения длины пробега самолета — для этого лопасти винта изменяемого шага переводятся на минимальный угол установки φ_{\min} .

5. Точка z соответствует режиму авторотации, т. е. режиму вращения винта за счет набегающего потока. Правее точки z — режим ветряка, который используется для запуска двигателя в воздухе. На этом режиме мощность на валу двигателя отрицательная, поскольку винт раскручивает вал двигателя энергией набегающего потока. Поскольку винт производит полезную работу, КПД его имеет смысл.

При установке лопастей винта на посадочном пробеге на φ_{\min} торможение самолета последовательно проходит режимы ветряка, авторотации и торможения до режима нулевой тяги.

Для семейства винтов фиксированного шага, т. е. одинаковых винтов, отличающихся только углом установки лопасти, зависимость КПД от относительной поступи показана на рис. 12. Угловая кривая начинается с нуля в начале координат, достигает наибольшего значения в диапазоне средних скоростей полета и углов установки лопасти и падает при больших φ и λ .

Для полета в большом диапазоне скоростей КПД винта должен изменяться незначительно, т. е. по обтекающей кривой. Этим обусловлено применение винтов изменяемого шага.

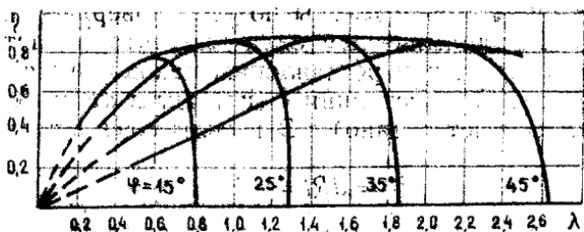


Рис. 12. Зависимость коэффициента полезного действия от относительной поступи для семейства винтов фиксированного шага с разными углами установки

Однако создание автоматики, управляющей положением лопасти, работающей с максимальными значениями КПД, сложно, поскольку при изменении угла установки φ изменяются все кинематические и аэродинамические параметры винта. Это привело к повсеместному применению автоматики, основанной на

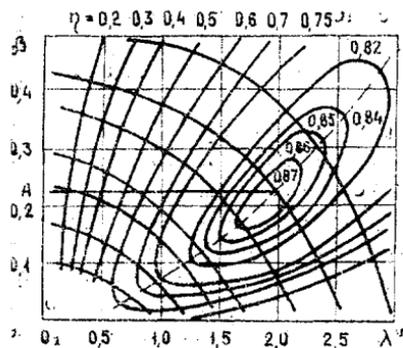


Рис. 13. Аэродинамическая характеристика винта: линия А соответствует $C_N = \text{const}$.

постоянной частоте вращения винта в большом диапазоне режимов работы двигателя. Благодаря этому располагаемая величина коэффициента мощности C_N тоже постоянна и задача по подбору винта сводится к диаграмме (рис. 13) зависимости $\beta = f(\lambda)$ для различных углов установки φ , нанесенных на замкнутые кривые одинаковых КПД, являющихся огибающими кривыми семейств винтов. На диаграмме должны быть обозначены условия испытаний: тип винта или его геометрическая ха-

рактеристика, его диаметр, формы и размеры тела за винтом, скорость потока и частота вращения.

3. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛОПАСТИ

3.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

При равномерном вращении винта и установившемся прямолинейном движении самолета на винт будут действовать аэродинамические силы, как результат воздействия воздушного потока. Эти силы распределены по всей поверхности лопасти.

Полная аэродинамическая сила элемента лопасти dR (см. рис. 1) приложена в центре давления, находящемся впереди оси вращения винта на расстоянии l (или силы dP и dQ на расстояниях b и a соответственно). Эти силы создают крутящий момент

$$dM_a = dRl = dP_b + dQ_a \quad (31)$$

относительно оси вращения лопасти, стремящийся повернуть ее на больший угол установки.

Момент от аэродинамических сил зависит от результирующей скорости набегающего потока и угла установки и при отрицательных углах атаки будет действовать в сторону уменьше-

ния угла φ . Под действием аэродинамических сил лопасть изгибается в направлении полета (рис. 14):

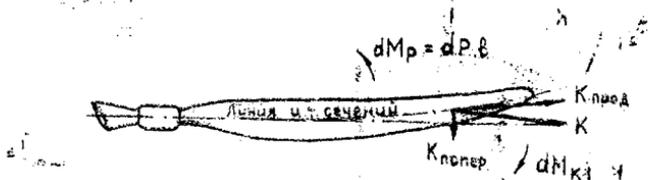


Рис. 14. Разгрузка лопасти от изгибающего момента тяги с помощью центробежной силы

3.2. ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ

При равномерном вращении винта с $\varphi = \text{const}$ на элементы лопастей действуют массовые центробежные силы, направленные перпендикулярно оси вращения винта.

Величина центробежной (инерционной) силы элемента лопасти

$$dP_{ц} = \omega^2 r dm. \quad (32)$$

Здесь dm — масса элемента лопасти:

$$dm = \rho S dr, \quad (33)$$

S — площадь сечения;

ρ — плотность материала лопасти.

Интегрируя выражение (32) с учетом (33) по всей длине лопасти, найдем величину центробежной силы лопасти

$$P_{ц} = \rho \int_0^r \omega^2 S r dr. \quad (34)$$

Составляющие $P_{ц}$ элементарных сечений лопасти T_1 и T_2 (рис. 15) создают момент на плече «а», стремящийся повернуть лопасть на уменьшение угла установки, т. е. противодействуют моменту от аэродинамических сил. Этот момент значительно превышает момент от аэродинамических сил, например, для винта АВ-60К (двигатель НК-12МВ) диаметром 5,6 м для $\varphi = 40^\circ$ $M_{ц} = 300 \text{ кг} \cdot \text{см}$.

Составляющие K_1 и K_2 (рис. 15) также имеют значительные величины и являются растягивающими, стремящимися вырвать лопасть из втулки винта. Эти силы (рис. 14) компенсируют изгиб лопасти от аэродинамических сил.

Для увеличения эффекта от аэродинамических сил, стремящихся повернуть лопасть на увеличение угла установки — что представляет определенный интерес для винтов изменяемого

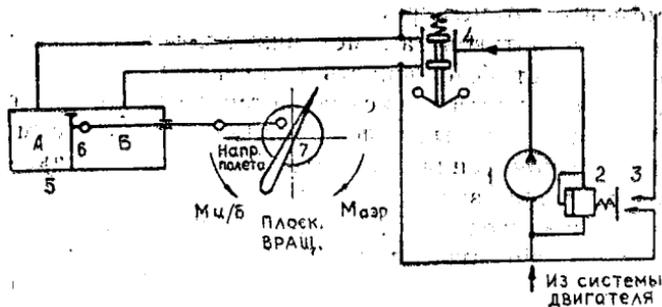


Рис. 16. Схема работы винта двухстороннего действия: 1 — масляный насос регулятора оборотов; 2 — редукционный клапан; 3 — система перенастройки редукционного клапана на большое давление; 4 — центробежный регулятор; 5 — цилиндр механизма винта; 6 — поршень; 7 — лопасть

действию аэродинамических и центробежных сил элементов лопастей.

При изменении частоты вращения вала винта (при изменении скорости, высоты или режима полета) работа механизмов винта и регулятора должна обеспечить четкое устранение этого изменения. В этом случае нарушается равновесие между центробежными силами Г-образных грузиков и силой упругости пружины, и золотник 4 перемещается вверх при увеличении частоты вращения винта или вниз при уменьшении оборотов. Соответственно масло под давлением от насоса 1 регулятора поступает в полость А или Б винта и поворачивает лопасти при движении поршня через шатуны на больший или меньший угол, что приводит к затяжелению или облегчению винта и восстановлению равновесных оборотов. Золотник регулятора устанавливается в нейтральном положении.

5. КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

5.1. КОНСТРУКЦИИ ВИНТОВ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Конструкции лопастей, втулок и механизмов поворота лопастей у винтов, предназначенных для поршневых двигателей, принципиально не отличаются от винтов для ТВД. Главное отличие относится к системам регулирования винта.

Конструкция винта АВ-2 серии 02, установленного на двигателе АШ-62ИР (самолет Ан-2), показана на рис. 17.

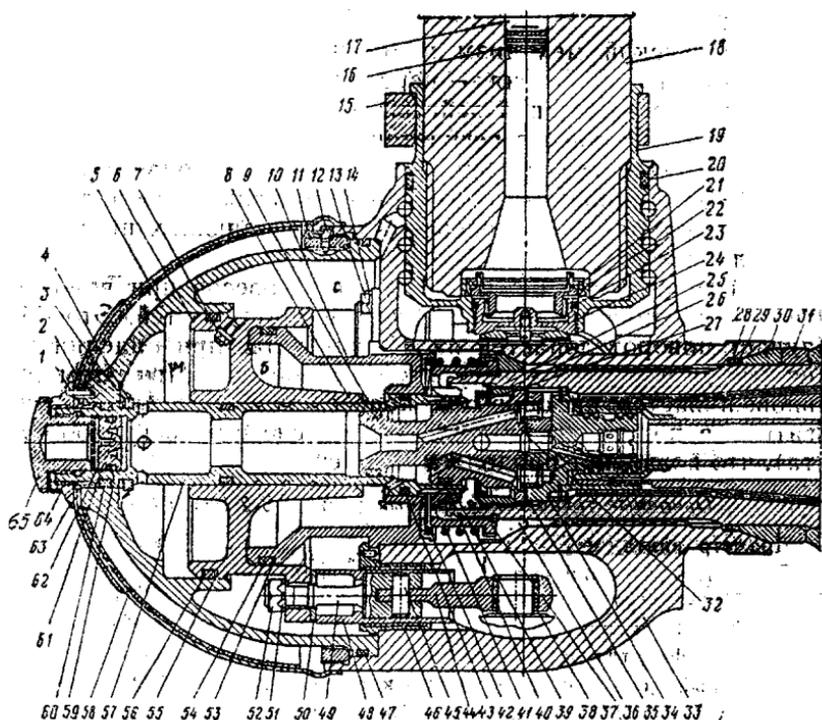


Рис. 17. Конструкция вента АВ-2 серии 02: 1, 21, 25, 62 — кольцо стопорное; 2 — штифт; 3 — кольцо упора; 4 — кольцо разрезное; 5 — цилиндр; 6 — поршень; 7 — жиклер; 8, 39, 53, 55 — шайба защитная; 9, 20, 23, 28, 40, 43, 47, 54, 56, 59, 60 — кольцо уплотнительное; 10 — диафрагма; 11 — гайка цилиндра; 12 — винт контровочный; 13 — болт; 14 — шайба контровочная; 15 — противовес; 16 — шайба крепежная; 17 — груз балансировочный; 18 — лопасть; 19 — стакан; 22 — муфта; 23 — контровочная; 24 — гайка стакана; 26 — гайка штуцера; 27, 64 — пластина контровочная; 29 — кольцо; 30 — конус задний; 31 — кольцо заднего конуса; 32 — штуцер; 33 — корпус; 34 — маслопереходник; 35 — прокладка; 36 — конус передний; 37 — гайка переднего конуса; 38 — шатун (узел); 41 — пружина гайки конуса; 42 — шайба опорная; 44 — шатун; 45 — палец шарнирный; 46 — втулка направляющая; 48 — втулка штока; 49 — шток; 50, 51 — шайба; 52, 65 — гайка; 57 — труба маслопровода; 58 — отопитель; 61 — заглушка трубы маслопровода; 63 — втулка контровочная;

Четырехлопастной воздушный винт АВ-2, работая совместно с регулятором постоянных оборотов Р-9СМ2, автоматически поддерживает заданное постоянное число оборотов двигателя за счет изменения угла лопастей при любых условиях работы двигателя.

Гидравлический механизм изменения шага винта работает по схеме двойного действия — перевод лопастей в сторону большого шага происходит под действием давления масла, подаваемого от масляного насоса регулятора оборотов, и центробежных сил противовесов, установленных на стаканах лопастей; перевод лопастей в сторону малого шага производится под действием давления масла и поперечных составляющих центробежных сил лопастей.

Моменты от центробежных сил противовесов при вращении винта больше моментов от поперечных сил лопастей. Это обуславливает поворот лопастей на больший шаг при падении давления масла или отказе регулятора оборотов. При этом винт уравнивается на оборотах крейсерского режима (режима двигателя в полете в момент отказа системы регулирования винта), что позволяет продолжать полет.

Основные технические данные винта АВ-2 серии 02

Диаметр винта, м	3,6
Относительная толщина концевой сечення лопасти	0,055
Максимальная ширина лопасти, м	0,284
Фактор эффективности лопасти	98
Расчетный момент инерции винта, кгс/см ²	700
Углы установки лопастей на $R \approx 1000$ мм:	
минимальный, град	17
максимальный, град	32
Угол установки противовеса при минимальном угле установки лопасти, град	30 ± 2
Вес винта, кг	189 ± 2
Максимальные обороты винта, об/мин	1510
Время переключения винта, с:	
с минимального до максимального	2
с максимального до минимального	1

Узел корпуса винта состоит из стального неразъемного корпуса 33, четырех стальных стаканов 19 для установки лопастей; четырех противовесов 15 и четырех узлов натяга стакана 21—24 в корпусе винта. Для установки винта на носок вала редуктора (вала винта) в корпусе винта имеются конусные гнезда под передний 36 и задний 30 конусы. Для закрепления лопастей в корпусе винта имеется четыре лопастных гнезда (рукава), в которые на трех рядах шариков установлены стальные стаканы 19.

Натяг стакана осуществляется заворачиванием гайки 24. На внутренней поверхности стакана имеется специальная упорная резьба для вворачивания лопасти. Снаружи стакан имеет проточку для установки хомута противовеса. На нижнем торце стакана находится эксцентрически расположенный палец, соединенный шатуном 38 с поршнем 6.

Цилиндровая группа винта состоит из цилиндра 5, гайки 11 крепления цилиндра в корпусе, поршня 6 с жиклером 7, диафрагмы 10 и трубы маслопровода 57. Внутри цилиндра имеется кольцевой выступ, служащий направляющей для поршня 6. Размещенные в цилиндре поршень 6, диафрагма 10 и труба маслопровода 57 образуют три полости: Б — большого шага, М — малого шага и С — полость слива масла в картер редуктора двигателя.

Жиклер 7 в поршне служит для перетекания масла из полости М в полость С и обеспечения тем самым, обогрева цилиндрической группы.

Соединение поршня со стальными стаканами лопастей осуществляется кривошипно-шатунными механизмами, состоящими из шатунов 38, штоков 49 и направляющих втулок 46.

Полости большого и малого шагов винта соединены соответственно с каналами *г* и *е* (рис. 18) регулятора оборотов Р-9СМ2. На этом рисунке показано положение деталей центробежного механизма регулятора, когда приведенные силы от двух грузиков 4 равны силе затяжки пружины 5, что соответствует установившемуся (равновесному) режиму работы двигателя. Масло в полостях винта М и В закрыто буртиками золотника 2 и служит гидравлическим упором, препятствующим повороту лопастей, как в сторону малого, так и большого шага. В этом случае масло от насоса 9 регулятора прокачивается через редукционный клапан 11 в магистраль входа в насос.

Каждым равновесным оборотам соответствует определенная затяжка пружины 5, регулируемой рычагом из кабины пилота посредством шестерни 6 и зубчатой рейки 8.

На установившемся режиме работы двигателя из каналов малого и большого шага регулятора происходят утечки масла через подвижные соединения вала редуктора двигателя и через жиклер 7 (рис. 17) в поршне.

Коническая пружина 5 своим верхним концом опирается на зубчатую рейку 8 механизма ручного управления регулятором. При перемещении рейки изменяется сила упругости пружины, что приводит к изменению равновесных оборотов, поддерживаемых регулятором.

Балансировочная пружина 7, установленная между зубчатой рейкой 8 и корпусом регулятора, предотвращает самопроизволь-

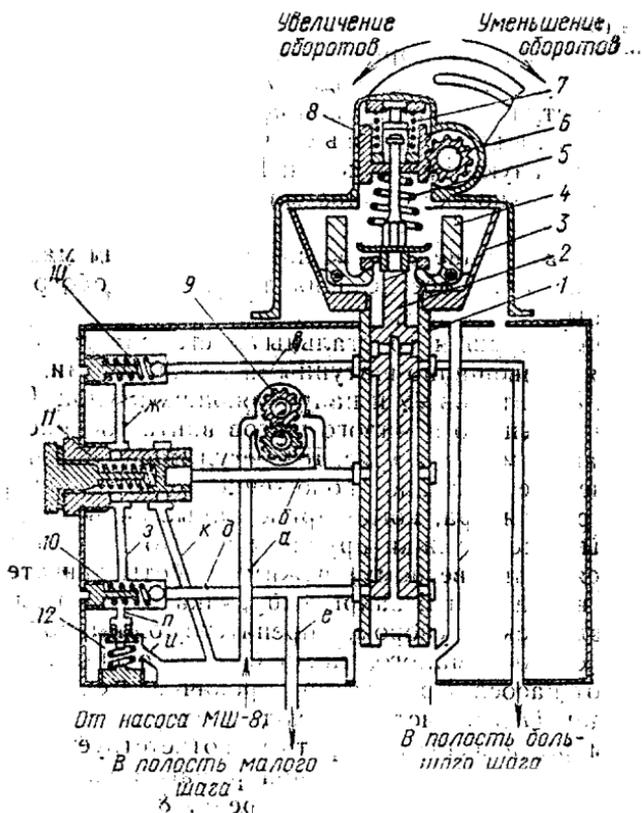


Рис. 18. Схема устройства регулятора оборотов Р-9СМ2: 1 — ведущий вал; 2 — золотник; 3 — колокол; 4 — Т-образные грузики; 5 — коническая пружина; 6 — валик ручного управления; 7 — баланспружинная пружина; 8 — зубчатая рейка; 9 — насос регулятора; 10 — шариковые клапаны; 11 — редукционный клапан; 12 — перегрузочный клапан

ное затяжение винта в случае отсоединения или поломки тяги управления регулятором.

Масляный насос 9 регулятора служит для повышения давления масла до величины, обеспечивающей быстрое изменение шага винта в пределах его рабочего диапазона. Масло из магистрали двигателя поступает к РПО под давлением $4 \dots 5 \text{ кг/см}^2$. При частоте вращения двигателя 2100 ... 2200 оборотов в минуту давление масла поддерживается редукционным клапаном в диапазоне $16 \dots 18 \text{ кг/см}^2$.

Для увеличения скорости срабатывания механизма винта при изменении равновесных оборотов служат шариковые клапаны 10, расположенные в каналах большого и малого шага РПО. Шариковые клапаны перепускают масло из соответствующего канала под редукционный клапан, выключая его из работы. Тем самым в магистрали винта резко увеличивается давление и происходит более быстрая перекладка лопастей винта. Давление в системе в этом случае поддерживается перегрузочным клапаном ($25 \dots 28 \text{ кг/см}^2$).

Таким образом, совместная работа редукционного, шариковых и перегрузочных клапанов разгружает насос регулятора при работе на равновесных оборотах и нагружает насос до наибольшего давления на выходе в момент срабатывания регулятора на изменение шага винта. Это приводит к снижению затрат мощности на вращение насоса, уменьшает действующие на него нагрузки и увеличивает скорость изменения шага винта. Постоянное заполнение маслом полости пружины редукционного клапана устраняет ее вибрации, возникающие при резком открытии клапана.

5.2.3 КОНСТРУКЦИИ ВИНТОВ ТВД

Воздушный винт, установленный на ТВД, должен обеспечивать в очень широком диапазоне изменение угла установки лопастей в зависимости от заданного режима работы двигателя, его состояния и режима полета самолета. Для облегчения запуска двигателя (особенности запуска ТВД по сравнению с запуском ПД) угол установки лопастей должен быть близок к нулю, а для уменьшения в полете сопротивления винта откавшего двигателя угол установки увеличивается примерно до 90° . Рабочий диапазон углов установки лопастей в полете изменяется примерно от 20 до 60° . Одновременно конструкция винта должна предотвращать самопроизвольное изменение углов установки лопастей при возникновении неисправностей на работающем двигателе и не допускать ухода лопастей на минимальные углы при останове двигателя.

В качестве примера рассмотрим конструкцию переднего винта соосного, воздушного винта АВ-60К (двигатель НК-12МВ). Гидроцентробежный, двойного действия восьмилопастный автоматический флюгерный соосный тянущий винт состоит из двух четырехлопастных воздушных винтов изменяемого шага противоположного вращения: передний вращается по часовой стрелке, задний — против часовой стрелки (если смотреть по направлению полета).

У двигателя НК-12МВ серии 4 на максимальном режиме 89% свободной энергии при работе на земле и 81% при работе двигателя в полете, используется воздушными винтами, остальная часть энергии преобразуется в реактивную тягу. Доля мощности, передаваемой на передний винт, составляет 54,4%, на задний — 45,6%.

Основные технические данные винта АВ-60К

Углы установки лопастей на расстоянии 1600 мм от оси вращения:	
угол φ_0 :	
переднего винта	$7 \pm 0,25^\circ$
заднего винта	$5 \pm 0,25^\circ$
угол φ_f флюгерования:	
переднего винта	$91 \pm 0,5^\circ$
заднего винта	$92 \pm 0,5^\circ$
промежуточный угол $\varphi_{пз}$:	
переднего винта	$26 \pm 0,33^\circ$
заднего винта	$25 \pm 0,33^\circ$
Допустимая частота вращения	9700 об/мин (в переводе на частоту вращения турбины)
Расчетный момент инерции винта	10100 кг/см ²
Время входа лопастей во флюгерное положение на работающем двигателе	не более 10 с
Время выхода лопастей из флюгерного положения:	
в полете	не более 10 с
на земле	не более 20 с
Диапазон изменения углов установки лопастей:	
переднего винта	34°
заднего винта	37°
Масса винта	1190 ± 23,5 кг

Передний винт (рис. 19) состоит из узла корпуса 23, узлов и деталей, составляющих цилиндропоршневую группу 4, лопастей 11.

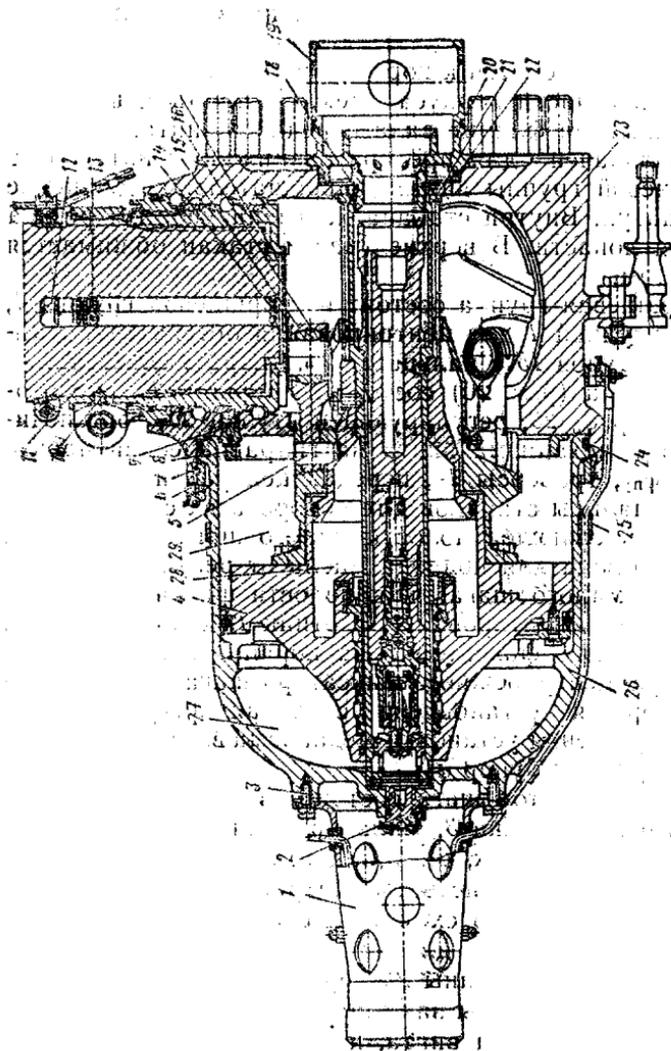


Рис. 19. Схема переднего вала АВ-60К серии 02: 1 — втулка, центрирующая обкатку вала; 2 — дренажная заглушка; 3 — болт; 4 — поршневая группа; 5 — паеч. наплавка; 6 — контрольный винт; 7 — гайка цилиндра; 8 — упор Фэл; 9 — установочный штифт; 10 — штифт; 11 — допаять; 12 — флансировочный груз; 13, 14 — крепежные шайбы; 15 — шатун; 16 — сферический подшипник; 17 — стальное кольцо; 18, 20, 22, 24 — уплотнительные кольца; 19 — гайка маслопровода; 21 — разрезное статорное кольцо; 23 — корпус вала; 25 — хомут цилиндра; 26 — цилиндр; 27 — полость большого шага; 28 — полость малого шага; 29 — изоляция свива

Корпус винта изготовлен из легированной стали и служит для крепления всех узлов и деталей винта. Для закрепления лопастей в корпусе имеется четыре гнезда, в которых установлены стаканы, каждый на трех рядах шариков. После установки шариков стакан поджимается гайкой стакана в сторону торца гнезда корпуса.

Цилиндр винта 26 крепится к корпусу гайкой 7, фиксируемой винтом 6. На задней части корпуса имеются шлицы и шпильки для крепления винта на фланце вала переднего винта.

Стакан предназначен для преобразования поступательного движения поршневой группы винта во вращательное движение лопасти через шатун. Внутри стакана нарезана упорная резьба для ввертывания лопасти. В верхней части стакана обжимается разрезным хомутом.

Цилиндропоршневая группа состоит из поршневой группы 4, цилиндра 26 со втулкой 1 для центрирования обтекателя, гайки 7 цилиндра, шатунов 15 с пальцами 5 и упора 8 флюгера.

Поршневая группа (рис. 20) состоит из поршня 2, на котором закреплён упор φ_0 23, регулирующей втулки 20, обеспечивающей установку механизма винта на гидравлический промежуточный упор $\varphi_{пу}$, траверсы 14, передающей усилие от поршневой группы на пальцы стаканов для поворота их с лопастями, диафрагмы 6, разделяющей полости малого шага и слива, и трубы 13 маслопровода для подвода масла от регулятора к полостям большого, малого шага и к полости фиксатора шага. В полость последней вмонтированы золотник 11 снятия с упора и узел гидравлического фиксатора. На поршне имеется отверстие для установки центробежного фиксатора шага. В центральном отверстии поршня установлена стальная регулирующая втулка 20 для обеспечения установки механизма винта на гидравлический промежуточный упор $\varphi_{пу}$.

Центробежный фиксатор шага состоит из золотника 5, пружины 4, втулки 6 и колпачка 3. Сила пружины и масса золотника с грузом рассчитаны так, что при достижении частоты вращения фиксации шага под действием центробежной силы золотник перемещается вверх (по схеме) и соединяет полость под плунжером 24 с отверстием для слива масла. В результате плунжер под действием пружины 25 перемещается вправо, клапан 27 под действием пружины закрывает выход маслу из полости большого шага цилиндра винта, и таким образом происходит фиксация шага винта. Регулировка узла центробежного фиксатора шага осуществляется пружиной 4 и регулировочной шайбой.

Узел гидравлического фиксатора шага предназначен для запаривания масла в полости большого шага винта при падении

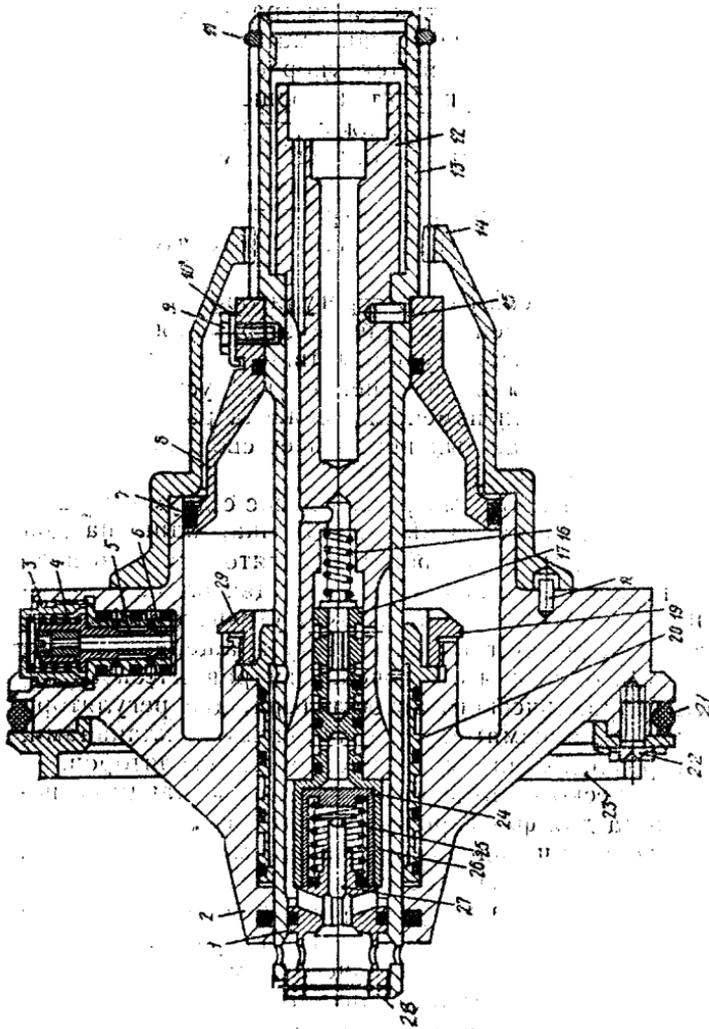


Рис. 20. Поршневая группа переднего вала: 1 — корпус фиксатора шага (ФШ); 2 — поршень; 3 — колпачок; 4, 25 — пружины; 5 — золотник центробежного ФШ; 6 — втулка ФШ; 7, 21 — уплотнительные кольца; 8 — диафрагма; 9 — винт; 10 — контрольная планка; 11 — стопорное кольцо; 12 — корпус маслопровода; 13 — труба маслопровода; 14 — traversa; 15, 18 — литфты; 17 — золотник снятия с упора; 19 — гайка поршня; 20 — регулирующая втулка; 22 — болт; 23 — упор ФШ; 24 — упор ФШ; 26 — гильза ФШ; 27 — кланан ФШ; 28 — гайка; 29 — контрольная шайба.

давления в канале фиксатора шага ниже 5 кгс/см^2 . Узел состоит из корпуса 1, клапана 27, пружины 25 и шайбы. Золотник 17 служит для снятия винта с промежуточного упора.

Цилиндр 26 (см. рис. 19) предназначен для образования полости большого шага, полости слива во втулке винта и для установки поршневой группы. Внутри цилиндра имеется выступ для упора поршня при установке механизма винта на угол φ_0 . Под торцом цилиндра устанавливается упор 8 флюгерного положения лопасти, в который упирается поршень.

Размещенные в цилиндре поршневая группа и маслопровод 13 (рис. 20) образуют три полости — большого, малого шагов и слива.

Соосные винты АВ-60К имеют электрическую противообледенительную систему для защиты лопастей и обтекателя от обмерзания в полете.

Винт АВ-60К работает совместно с регулятором постоянных оборотов Р-60К, предназначенным для поддержания постоянной заданной частоты вращения турбины двигателя путем автоматической подачи команды на изменение угла установки лопастей воздушного винта при изменении режима работы двигателя или условий полета. Каждый винт имеет свой автономный регулятор.

В состав регулятора входят: масляный насос с двумя парами шестерен; четыре электромагнитных золотника; один на два Р-60К, включающийся для перестройки регулятора при выводе лопастей из флюгерного положения; один на два блока для перестройки Р-60К при снятии винтов с промежуточного упора $\varphi_{пу}$; один для перестройки регулятора на частоту вращения запуска двигателя в полете и один для отключения гидравлического автофлюгера; узел гидравлического автофлюгера; два регулятора с центробежными механизмами, редукционными клапанами; масляными фильтрами, механизмами настройки регуляторов.

Датчик гидравлического автофлюгера выдает команду на перестройку регулятора для флюгерования винта на любых режимах работы двигателя при падении крутящего момента до двух отрицательных значений: $-120 \text{ кгс}\cdot\text{см}$ и $-700 \text{ кгс}\cdot\text{м}$. Автоматический ввод лопастей винта во флюгерное положение при падении крутящего момента до $-700 \text{ кгс}\cdot\text{м}$, что соответствует давлению по ИКМ (измерителю крутящего момента), равному $2,5 \text{ кгс/см}^2$, происходит при работе двигателя на режиме по УПРТ (указателю положения рычага топлива) от 0 до 38° .

Переход лопастей винта в сторону увеличения шага происходит под действием давления масла, подаваемого в полости большого шага цилиндров переднего и заднего винтов из масляного насоса Р-60К. В этот момент редукционный клапан регу-

лятора, отрегулированный на давление 41^{+2} кгс/см², со стороны своих пружин подпирается маслом из канала большого шага — в результате давление в системе загрузки винта возрастает до 70 кгс/см², что увеличивает скорость перекладки лопастей на больший угол. Переход лопастей в сторону уменьшения шага происходит под действием моментов от поперечных составляющих центробежных сил лопастей и дополнительно под действием давления масла, поступающего в полости малого шага цилиндров и втулок переднего и заднего винтов из масляной магистрали двигателя. Масло к каждому винту подводится от регуляторов по трем каналам: канал большого шага, канал малого шага и канал фиксатора шага.

В регуляторе Р-60К подача масла в канал большого шага регулируется золотником через дополнительную следящую буксу, копирующую перемещение золотника по величине и направлению. Благодаря такой конструкции уменьшается реакция струи масла на золотник, что повышает чувствительность центробежного механизма регулятора, обеспечивая необходимую скорость перестановки лопасти, уменьшает зависимость частоты вращения от температуры масла на входе в регулятор и от утечек масла из рабочих каналов.

Работа механизма винта и регулятора при изменении частоты вращения двигателя принципиально не отличается от рассмотренной в разд. 4.2 и 4.3. Для предотвращения вероятности самопроизвольного ухода лопастей на минимальные углы и, в связи с этим, появления отрицательной тяги в конструкции винта АВ-60К (как и в винтах других ТВД) выполнены защитные устройства: механизм гидравлической фиксации шага, центробежный механизм фиксации шага, гидравлический упор промежуточного угла, механизм снятия лопастей с промежуточного упора (описаны выше) и система флюгирования.

Система флюгирования винтов АВ-60К обеспечивает принудительный ввод лопастей винта во флюгерное положение от флюгерного насоса после нажатия на кнопку флюгирования; принудительный аварийный ввод лопастей винта во флюгерное положение от масляного насоса регулятора при подаче в регулятор гидросмеси или сжатого воздуха из самолетной магистрали; автоматическое флюгирование винта путем включения флюгерного насоса по электрической команде от датчика автофлюгера двигателя при падении крутящего момента до отрицательных значений на режимах от 0,9 номинального и выше; автоматическое флюгирование винта путем включения флюгерного насоса по гидравлической команде ИКМ на всех режимах работы двигателя (описано выше); вывод лопастей винта из флю-

герного положения; частичное флюгирование на работающем или остановленном двигателе.

5.3. КОНСТРУКЦИЯ И НАЗНАЧЕНИЕ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Перспективной разновидностью воздушного винта, установленного на ТВД, является закапотированный винтовентилятор, установленный на двухконтурный газотурбинный двигатель (ТРДД). Такая силовая установка обладает преимуществами ТРДД и ТВД по сравнению с ТРД. В то же время по сравнению с ТВД, турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) имеет меньший удельный вес, большую надежность из-за отсутствия воздушного винта и возможности компоновки аналогичных ТРДД. Использование винтовентилятора значительно упрощает задачи, связанные с возникновением опасной для полета отрицательной тяги — один из главных недостатков ТВД.

Следует отметить, что КПД винта, помещенного в кольцо, η_k , больше КПД воздушного винта η :

$$\eta_k/\eta = 2(V + V_1)/(2V + V_1), \quad (36)$$

где $(V + V_1)$ — осевая составляющая воздушного потока в плоскости винта; V — скорость полета относительно невозмущенного потока; V_1 — поступательная скорость потока, вызванная воздушным винтом в результате разрежения воздуха перед ним (см. рис. 7).

Например, при скорости полета $V = 220$ м/с (790 км/ч) и значении $V_1 = 50$ м/с (180 км/ч) η_k больше η примерно на 10% — это очень существенное изменение.

Винтовентилятор СВ-92, предназначенный для установки на двигатель НК-92, разработанный для средне- и дальнемагистральных самолетов Ил-96-300, Ту-204 и др., выполняет следующие основные функции:

1) создание требуемой положительной тяги второго (наружного) контура двигателя и обеспечения нормальной работы его газогенератора;

2) поддержание заданной частоты вращения ротора двигателя при совместной работе с системой автоматического управления углом установки лопастей винтовентилятора для обеспечения оптимальных режимов работы двигателя в полете и на земле;

3) создание отрицательной тяги, необходимой для ускоренного торможения самолета при пробеге после приземления или при прерванном взлете, путем принудительной установки лопастей в реверсное положение.

Основные технические данные винтовентилятора (ВВ) СВ-92

Вид ВВ	закапотированный, соосный — с приводом от соосных валов редуктора противоположного вращения, с поворотными лопастями, флюгерно-реверсивный
Принцип действия механизма поворота лопастей	гидромеханический
Схема работы	обратная, двухстороннего действия
Силовой привод	от свободной турбины через дифференциальный редуктор планетарного типа
Распределение крутящих моментов на привод ВВ	40% на передний и 60% на задний ВВ
Максимальный диаметр проточной части ВВ, м	2,9
Расстояние между плоскостями вращения переднего и заднего ВВ, мм	790
Число лопастей ВВ	8 + 10
Чистота масла во внутренних полостях втулок ВВ	не грубее класса 13 по ГОСТ 17217-77
Минимальный расчетный запас газодинамической устойчивости на взлетном режиме, %	15
Скорость изменения угла установки лопасти, град/с	более 40
Время ввода в реверс, с	не более 3
Степень двухконтурности	16... 18
Угол закрутки потока за задним ВВ (в направлении его вращения), град	около 10

Силовая схема втулки СВ-92 выполнена наподобие втулки воздушного винта АВ-60К с рядом новых технических решений.

Лопастей ВВ выполнены из композиционных материалов и имеют лонжеронную конструкцию. Перо лопасти для защиты от эрозионного износа и повреждений мелкими предметами имеет специальное полиуретановое покрытие. Нагревательный элемент, наклеенный на переднюю кромку лопасти и защищающий ее от обледенения, одновременно является защитой кромки от повреждений.

Положение лопастей обеих ступеней винтовентилятора, соответствующее установившемуся (равновесному) режиму (за иск-

люченном режиме наземного малого шага); определяется равенством крутящих моментов, действующих от свободной турбины, и момента сопротивления вращению ВВ.

Частота вращения на этих режимах обеспечивается совместной работой механизмов изменения углов установки лопастей и системы автоматического управления ВВ. При этом реализуется обратная схема двухстороннего действия — увеличение (уменьшение) угла установки лопастей производится увеличением (уменьшением) давления масла, поступающего в полости большого и малого шага от гидроагрегатов системы автоматического управления.

Основными элементами системы автоматического управления (САУ) являются электронный (ЭР) и гидромеханический (ГМР) регуляторы. Исполнительным механизмом, преобразующим гидравлические команды в положение угла установки лопастей, является механизм их поворота.

Оба регулятора совместно формируют и передают команды исполнительному механизму, выполняющему следующие функции:

1) автоматическое управление углом установки лопастей с целью поддержания заданной частоты вращения ВВ для обеспечения требуемого значения полетной тяги;

2) оптимизация частоты вращения ВВ с целью обеспечения минимального расхода топлива;

3) фиксация лопастей на любом положительном угле в случае начала бесконтрольного облегчения ВВ: у заднего — по гидравлической команде от ГМР; у переднего — по команде от ГМР и с помощью центробежного фиксатора шага лопасти (ЦФШ);

4) выдача команды на ввод лопастей во флюгерное положение с любого угла установки с постановкой на гидравлический принудительно-съемный упор угла флюгера (с режима положительной тяги флюгерование осуществляется полостью большого шага, а из положения реверса — полостью малого шага по одной и той же команде САУ) от флюгерного маслонасоса, от кнопки КФЛ или аварийного источника флюгерования;

5) выдача команды на вывод лопастей из флюгерного положения до угла, соответствующего запуску двигателя в полете, или до жесткого упора при выводе из флюгерного положения на земле с помощью флюгерного маслонасоса, включенного от кнопки КФЛ;

6) выдача команды на фиксацию и расфиксацию угла установки лопастей;

7) удержание лопастей на жестком упоре φ_{\min} при работе двигателя на режиме земного малого шага;

8) автоматическое переключение с основного электронного контура САУ на резервный гидромеханический по команде от ЭР или при обесточивании объекта;

9) выдача команды на перевод лопастей в реверсивное положение через флюгерное с подачей масла от высоконагруженного с большой производительностью турбомаслонасоса;

10) автоматическое поддержание частоты вращения на расчетных углах реверса;

11) выдача команды на вывод лопастей из реверсивного положения при снятии команды «Реверс» до угла, определяемого режимом двигателя;

12) выдача команды на автоматическую фиксацию шага лопастей ВВ при падении давления масла в канале измерителя крутящего момента.

При отказе ЭР все функции выполняются одним ГМР (с более низким качеством), при этом гарантируется безопасность полета до посадки.

6. ХАРАКТЕР ИЗМЕНЕНИЯ ТЯГИ ТВД В ПОЛЕТЕ

6.1. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ТВД В ПОЛЕТЕ

В полете летчик устанавливает наиболее удобный режим работы ТВД с помощью рычага управления двигателем. По существу, через командно-топливный агрегат (КТА) он воздействует только на один параметр — расход топлива.

Регулятор оборотов автоматически устанавливает второй параметр — частоту вращения. Эти два параметра определяют режим работы двигателя: его мощность, температуру газов перед турбиной, удельный расход топлива и др.

Из-за ограничений по устойчивости работы компрессора (помпаж), по температуре газов перед турбиной, по механической прочности деталей ТВД работают в узкой области безопасных режимов — это одна особенность их работы. Другая, очень важная особенность — при работе на земле линия рабочих режимов (вертикальная линия от N_e малого газа до $N_{e \max}$ на рис. 21) лежит целиком в области положительных N_e (левый график), в то время как в полете она частично находится в области отрицательных значений мощности (правый график). Положение этой линии зависит и от высоты полета и температуры наружного воздуха. Самой опасной особенностью ТВД является возможность возникновения в определенных условиях отрицательной тяги, непосредственной причиной которой является переход лопастей воздушного винта на малые или отрицательные углы установки.

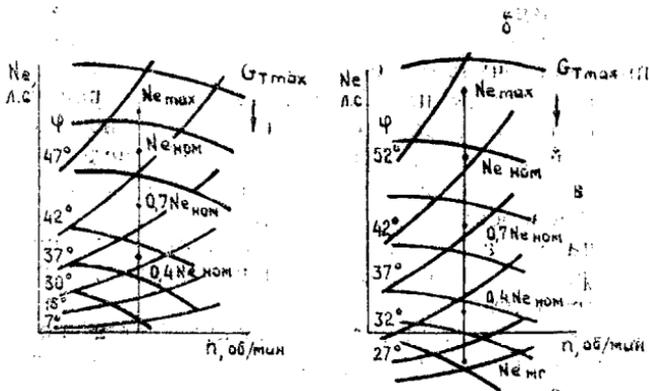


Рис. 21. Изменение N_e в зависимости от частоты вращения при различных $G_T = \text{const}$ и N_B при изменении $\varphi = \text{const}$ (АВ-60К: а) $H = 0$, $V = 0$; б) $H = 0$, $V = 100$ м/с)

На самолетах с поршневыми двигателями величина отрицательной тяги винта небольшая, поскольку $\varphi_{\text{мин}}$ около 20° (АВ-2— 17°) и диапазон изменения φ , определяемый диапазоном изменения скорости полета, не превышает 30° (АВ-2— 15°). Кроме того, на концы лопастей некоторых гидравлических винтов изменяемого шага двухстороннего действия (например АВ-2) устанавливаются противовесы (см. разд. 3.2), стремящиеся повернуть лопасти на большие углы.

Предотвращение образования отрицательной тяги у самолетов с ТВД, возникающей при отказе двигателя, неисправности или отсутствии системы автоматического флюгирования, или при отказах и неисправностях в системе регулирования частоты вращения n , в некоторых случаях, при ошибках пилотирования, является актуальной задачей. Внезапное появление отрицательной тяги при недостаточной подготовке экипажа может привести к тяжелым последствиям (самолет при этом резко разворачивается и крепится в сторону отказавшего двигателя — крен на самолетах типа Ан-10 может достигать значений 60° , 70°).

В отличие от винтов поршневых двигателей, винты ТВД имеют больший диаметр, ширину лопасти и большие аэродинамические нагрузки.

Другая причина больших значений отрицательной тяги — наличие широкого диапазона углов установки лопастей и малые значения φ_0 : диапазон углов для винта АВ-60К (двигатель НК-12МВ) — 84° переднего и 87° заднего; диапазон углов лопастей винта АВ-68И (двигатель АИ-20) — 83° . Углы φ_0 у одно-

вальных двигателей имеют значения $0 \dots 8^\circ$. Например, АВ-60К $7^\circ \pm 0,25$ — передний и $5^\circ \pm 0,25$ — задний. Винт АВ-68И имеет $\varphi_2 = 0^\circ$. Такие значения обусловлены минимальным сопротивлением вращению воздушного винта при запуске и малой тягой на $H = 0$ на режиме малого газа.

Отметим еще одну важную особенность работы системы воздушный винт—ТВД по сравнению с системой воздушный винт—ПД. Если под воздействием внешних причин частота вращения винта и двигателя увеличится (уменьшится) сверх равновесных (при неизменном положении органов управления винтом и двигателем), то винт потребует большей (меньшей) мощности, чем дает двигатель. В аэродинамическом смысле винт становится тяжелым (легким), и частота вращения системы винт—двигатель уменьшится (увеличится) до исходной равновесной частоты вращения, соответствующей равенству мощностей винта и двигателя на заданном режиме работы.

Свойство системы винт—двигатель самостоятельно возвращаться к исходному режиму при небольших вынужденных отклонениях от него называется самовыравниванием. В этих случаях изменение мощности двигателя происходит по его внешней характеристике (рис. 22), поскольку подача топлива остается неизменной. Изменение мощности воздушного винта при этом происходит по его винтовой характеристике, так как шаг винта не изменяется.

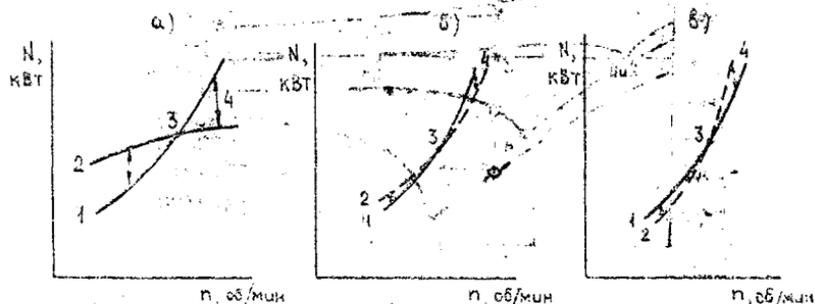


Рис. 22. Винтовые (1) и внешние (2) характеристики двигателей—поршневого (а) и ТВД (б, в): 3 — равновесный режим; 4 — разность между мощностью винта и двигателя.

При отклонении частоты вращения от равновесия у ПД образуется быстро нарастающая разность (рис. 22, а) между мощностями винта и двигателя. Поэтому самовыравнивание поршневого двигателя с воздушным винтом хорошее. Это значительно упрощает задачу регулирования.

Турбовинтовые двигатели имеют внешние характеристики другого вида (рис. 22, б и в). Поэтому при отклонении от заданного режима разность мощностей винта и двигателя нарастает очень медленно. Иногда при увеличении (уменьшении) частоты вращения мощность двигателя (рис. 22, в) становится больше (меньше) мощности винта и система не может вернуться в исходное положение. Вследствие этого самовыравнивающие системы винт—ТВД хуже, чем в ПД, что значительно усложняет регулирование.

6.2 УСЛОВИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ

Отрицательная тяга в полете или при движении по земле самолета с ТВД возникает при переходе допастей винта на малые или отрицательные углы установки.

В точке 1 на рис. 23 угол установки допастей в контрольном сечении (на расстоянии от оси, равном 0,75 радиуса) φ_1 и угол атаки α_1 допастей положительны. Угол φ_1 на этом режиме около 30° и силовая установка развивает тягу 3000 кг (при положении УПРТ = 100°).

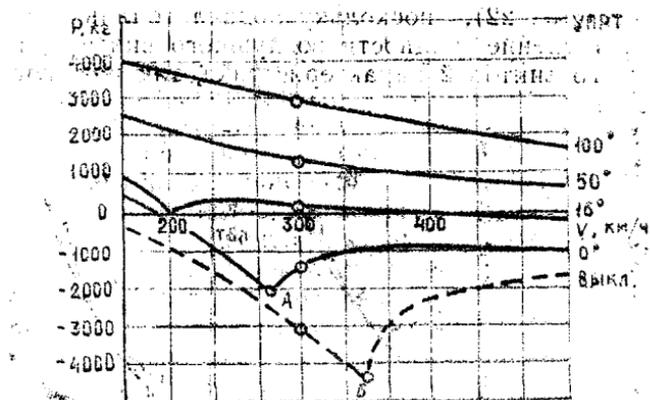


Рис. 23. Изменение располагаемой тяги ТВД АИ-20 (винт АВ-63) в зависимости от режима работы и скорости полета на $H = 0$ м (УПРТ — указатель положения рычага топлива)

При работе двигателя на режиме 0,6 номинального (УПРТ $\approx 50^\circ$) регулятор оборотов, в соответствии с уменьшением подачи топлива и уменьшением мощности двигателя, переводит лопасти винта на меньший угол установки, т. е. облегчает вент в аэродинамическом смысле.

Точка 3 (УПРТ = 16°) соответствует режиму, используемому при посадке самолета. В этом случае практически угол атаки лопасти α_3 и тяга равны нулю и вся энергия турбины двигателя расходуется на вращение компрессора и воздушного винта с равновесным числом оборотов. Этот режим называется полетным малым газом.

Режим земного малого газа, но при той же скорости полета у земли (равной 300 км/ч), которая соответствует рассмотренным точкам рис. 23, определяется точкой 4. Для вращения воздушного винта с равновесным числом оборотов мощность двигателя недостаточна. Дополнительная энергия восполняется встречным потоком воздуха. Угол установки лопастей винта на этом режиме работы ТВД и полета самолета с помощью регулятора оборотов уменьшается до минимально возможного и угол атаки α_4 становится отрицательным, что приводит к изменению направления потока воздуха через воздушный винт навстречу движению самолета, что обуславливает появление значительной отрицательной тяги, равной 1400 кг.

Пунктирная кривая на рис. 23 соответствует характеристике вращающегося воздушного винта выключенного двигателя. При выбранной нами для всех рассмотренных точек (1...4) скорости полета, равной 300 км/ч, винт развивает отрицательную тягу 3000 кг (точка 5).

Из рис. 23 видно, что для системы ТВД АИ-20 (винт АВ-68) зависимости изменения тяги от скорости полета на УПРТ ниже 16° имеют характерные изломы, с четко выраженными минимумами, соответствующими наибольшей отрицательной тяге (точки А и Б).

На режиме при УПРТ = 0° малый расход топлива обуславливает мощность турбины, недостаточную для вращения воздушного винта с частотой, задаваемой регулятором. В полете набегающий воздушный поток помогает турбине раскручивать винт и при скорости полета 280 км/ч и больше для ТВД АИ-20 (точка А на рис 23) частота его вращения, становится равной задаваемой регулятором. Таким образом правее точки А (зона больших скоростей) частота вращения винта постоянна и находится под контролем регулятора постоянных оборотов. В этом случае с увеличением скорости полета лопасти винта переводятся регулятором на большие углы, профиль лопасти обтекается

воздушным потоком со срывом и отрицательная тяга уменьшается.

С уменьшением скорости полета в точке А лопасти воздушного винта, поворачиваясь на меньшие углы, доходят до специального ограничителя (промежуточного упора) и винт выходит из-под контроля регулятора, т. е. фактически становится винтом фиксированного шага с углом установки лопастей, равным $\varphi_{\text{пл}}$ — для АВ-68 $10 \dots 12^\circ$. Скорость полета на режиме УПРТ = 0 по рис. 23, соответствующая точке А, называется *скоростью контроля регулятора*. Скорость контроля регулятора АИ-20 360 ... 370 км/ч (точка Б) и отрицательная тяга на этом режиме больше 4000 кг — это опасно для полета. Действие отрицательной тяги с большим трудом парируется летчиком лишь при быстром вмешательстве.

6.3. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПОЯВЛЕНИЯ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ

6.3.1. Проходная защелка

Для предупреждения возникновения опасной для полета отрицательной тяги на рычаг управления двигателем (РУД) устанавливается жесткий упор, не дающий в полете убрать РУД в положение чрезмерно малых расходов топлива, он называется проходной защелкой. Уборка РУД за проходную защелку производится в случае запуска двигателя самолета до высоты не менее 1000 м и в конце выравнивания при посадке.

Положение проходной защелки выбирается в процессе летных испытаний таким образом, чтобы тяга двигателя в стандартных условиях обеспечивала нормальную глиссаду снижения самолета при заходе на посадку (около 4% номинальной мощности). Существующие проходные защелки устанавливаются в положение примерно $16 \dots 22^\circ$ по УПРТ. Потребная в этом случае тяга зависит от атмосферных условий и посадочного веса самолета. При изменении температуры воздуха положение проходной защелки следует изменять — примерно на 20% при понижении температуры от $+25^\circ$ до -50°C . Объясняется это особенностью работы компрессора двигателя. С понижением температуры массовый расход воздуха через компрессор и потребляемая им мощность возрастают. Мощность турбины и расход топлива практически не изменяются (РУД на проходной защелке). Мощность, потребляемая на вращение винта, компрессора и турбины, частично восполняется набегающим потоком воздуха, в результате увеличивается оптимальная тяга (рис. 24). В связи с этим на предпосадочном снижении при низ-

ких температурах необходимо устанавливать РУД на более высокий режим, чем в стандартных условиях.

Появление отрицательной тяги возможно и при температуре наружного воздуха более $+25^{\circ}\text{C}$, поскольку при этом командно-топливный агрегат ТВД автоматически уменьшает расход топлива (в соответствии с уменьшением массового расхода воздуха через двигатель, обусловленного уменьшением его плотности). Это равносильно уборке РУД на малые расходы топлива.

Все это говорит о том, что выполнение посадки при температурах воздуха, значительно (более 10°) отличающихся от стандартных, требует особого внимания и учета возможности появления отрицательной тяги при уменьшении скорости полета. Тем более это относится к полету с выключенным (отказавшим) двигателем, у которого отрицательная тяга больше, чем у двигателя, работающего на малых расходах (УПРТ = $0 \dots 20^{\circ}$). При отрицательных температурах она также увеличивается.

6.3.2. Промежуточный упор лопастей воздушного винта

При отказе двигателя или случайной уборке РУД за проходную защелку на режиме посадки возможно появление значительной отрицательной тяги, особенно на скорости полета, близкой к скорости контроля регулятора оборотов. Большая и опасная для полета отрицательная тяга на короткое время (рис. 25) может возникнуть при отказе двигателя на скорости полета, которая значительно меньше скорости контроля регулятора — вплоть до скорости предпосадочного снижения. Эту тягу называют динамической. Время ее действия (5...10 с) вполне достаточно для серьезного нарушения бокового равновесия самолета.

Из рис. 25 видно, что заброс отрицательной тяги (динамическая отрицательная тяга) наступает через 2...4 с после выключения двигателя. Примерно к пятнадцатой секунде она вырав-

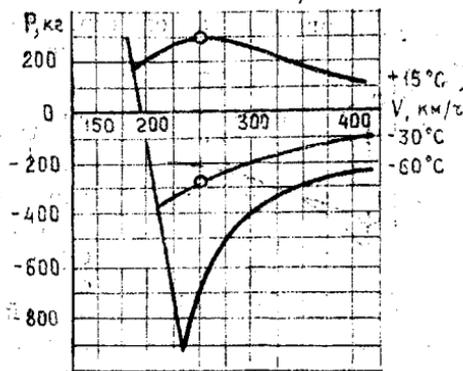


Рис. 24. Изменение тяги двигателя АИ-20 от температуры наружного воздуха при РУД на проходной защелке (УПРТ = 22° , $H = 0 \text{ м}$)

нивается до статического значения. Объясняется это тем, что угол установки лопастей (средний график на рис. 25), быстро уменьшается до минимального, в то время как частота вращения (нижний график) еще достаточно высока. Через 15...20 с частота вращения становится равной частоте автоторации.

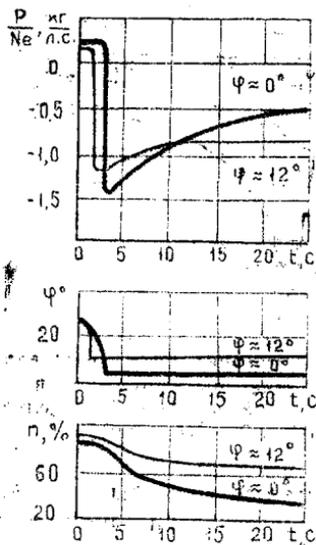


Рис. 25. Изменение отрицательной тяги, угла установки лопастей и частоты вращения двигателя по времени после его выключения для двух положений лопастей: $\varphi \approx 0^\circ$ и $\varphi \approx 12^\circ$.

При движении самолета по ВПП. Возникающая при этом отрицательная тяга используется для уменьшения пробега.

Работает это устройство следующим образом. При повороте лопастей винта на меньший угол установки поршень 6 на рис. 26 перемещается влево, вытесняя масло из полости А большого шага, до соединения полости Д с каналом «г». Клапан 3 фиксатора шага под действием пружины закрывается, заперев масло в полости А. Одновременно падает давление масла в полости И под муфтой 2 механического фиксатора шага. Последний срабатывает, дублируя работу промежуточного упора.

Постановка лопастей на промежуточный упор с обеспечена автоматически нормальным, исходным положением деталей в механизме винта и регуляторе оборотов и не мешает увеличению углов установки лопастей. В сторону большого шага поршень движется при совмещенных каналах промежуточного гид-

Из этого же графика видно, что с увеличением угла установки лопасти уменьшается значение динамической отрицательной тяги. Уменьшение заброса тяги осуществляется установкой в механизме управления лопастями винта промежуточного (съёмного) упора лопастей. Величина промежуточного упора ограничивается падением частоты вращения винта при снижении самолета с РУД, стоящим на проходной защелке. Для винта АВ-68И (двигатель АИ-20) $\varphi_{пу} = 12^\circ$, для АВ-60К $26 \pm 0,33^\circ$ — передний винт и $25 \pm 0,33^\circ$ — задний винт.

Промежуточный упор включается перед взлетом самолета — тумблер электрического управления находится в положении «Винт на упоре» и выключается в процессе посадки

гидравлического упора под действием давления масла в канале «в» большого шага, которое открывает клапан З.

Снятие винта с промежуточного упора осуществляется летчиком, включающим тумблером специальный клапан снятия с упора, размещенный в регуляторе оборотов. При этом в канал малого шага «а» от насоса регулятора подается под высоким давлением масло, перемещающее золотник переключения вправо (за счет давления в полости Е). Полости Д и Г сообщаются с линией давления, в результате гильза клапана З перемещает его в левое положение, открывая слив масла из полости А, и расстопоривает механический фиксатор шага. Перевод лопастей на малые углы происходит под действием давления масла в полости Б и центробежных сил лопастей.

6.3.3. Гидравлический фиксатор шага

Фиксатор состоит из клапана З, пружины, гильзы и золотников в полостях Д, Е и Ж. При нормальной работе системы винт—регулятор клапан З всегда открыт и свободно перепускает масло в полость большого шага на увеличение шага винта и из этой полости на слив при уменьшении угла установки лопастей.

В случае появления любых неисправностей в системе регулирования, связанных с падением давления масла в канале «о» фиксатора шага, лопасти винта под действием момента от поперечных составляющих центробежных сил стремятся перейти на минимальный угол φ_{\min} . Одновременно гильза клапана З перемещается вправо под действием пружины и не препятствует закрытию клапана З, который передвигается вслед за гильзой. В закрытом положении клапан З изолирует полость А от канала большого шага, т. е. запирает масло в полости большого шага и воздушный винт превращается в винт фиксированного шага с шагом, соответствующим режиму появления отказа. При любом изменении условий полета или режима работы двигателя будет меняться частота вращения и, соответственно, КПД винта. Винт в этом случае необходимо зафлюгировать. Это возможно потому, что в канал большого шага от насоса флюгирования подается масло под давлением, превышающим давление в полости А.

Клапан З закрывается при отказах двигателя, вызванных вытеканием масла из масляной системы двигателя, обрывом привода регулятора оборотов, неисправностями регулятора оборотов и негерметичностью канала фиксатора шага.

6.3.4. Механический фиксатор шага

Механический фиксатор дублирует работу гидравлического фиксатора шага и является фиксатором широкого диапазона углов установки лопастей — примерно от 0 до 45°.

Принцип работы механического фиксатора шага заключается в следующем. Шлицевая гильза 4 и поршень 6 могут перемещаться относительно друг друга в направлении оси винта. При нормальной работе двигателя шлицевая гильза давлением масла в полости большого шага всегда отжата относительно поршня в левое положение до упора левым торцом в цилиндр винта под действием давления масла в полости Г. В этом случае ее торцевые шлицы выведены из зацепления с ответными торцевыми шлицами поворотной втулки 1. Длина гильзы 4 определяет диапазон фиксации углов установки лопастей. Перемещение поршня 6 сопровождается свободным вращением поворотной втулки 1 относительно шлицевой гильзы 4.

Падение давления масла в канале фиксатора шага вызывает перемещение муфты 2 под действием пружин вправо, и торцевые шлицы втулки 1 и муфты 2 входят в зацепление друг с другом — вращение втулки 1 становится невозможным. Т. к. на углах установки до 45° шлицевая гильза упирается в дно цилиндра, прекращается и движение поршня влево, т. е. перевод лопастей на меньшие углы установки.

На углах установки лопастей более 45° шлицевая гильза не доходит до упора в торец цилиндра. В этом случае поршень 6 будет перемещаться влево, до тех пор, пока шлицевая гильза не упрется в торец цилиндра винта, (при условии полного зацепления поворотной втулки и муфты), т. е. до угла установки лопастей, равного 45°.

Механический фиксатор стопорит лопасти только при уменьшении шага. Застопоренное положение не мешает перемещаться поршню вправо вместе с шлицевой гильзой под действием давления масла в полости большого шага вплоть до флюгирования винта.

6.3.5. Центробежный фиксатор

Центробежный фиксатор предохраняет двигатель от раскрутки при отказах в системе регулирования: падение давления масла в канале большого шага, заедание золотника регулятора в положении облегчения винта и др.

Фиксатор состоит из груза с золотником 8 и пружины. При увеличении частоты вращения ротора сверх допустимой золотник с грузом за счет центробежной силы перемещается от оси вращения винта. При этом канал гидравлического фиксатора

шага сообщается со сливным каналом. В результате давление масла перед плунжером гидравлического фиксатора снизится, клапан 3 закроется. Одновременно с падением давления в полости Г перемещается вправо муфта 2 и срабатывает механический фиксатор шага — лопасти винта становятся фиксированными. Перевод лопастей в сторону увеличения углов установки возможен в случае, если давление в канале большого шага увеличится по сравнению с давлением в полости А цилиндрической группы винта.

Срабатывание центробежного фиксатора шага указывает на появление неисправности в системе регулирования ТВД или винта, поэтому лопасти необходимо перевести во флюгерное положение.

6.3.6. Флюгерование

Наиболее эффективным с точки зрения уменьшения отрицательной тяги является быстрый перевод лопастей винта от отказавшего двигателя во флюгерное положение. Системы флюгерования воздушных винтов выполняются с принудительным и автоматическим управлением.

Система принудительного ввода лопастей во флюгерное положение работает совместно с флюгерным насосом. На работающем двигателе масло подается в винт от насоса регулятора из системы питания маслом двигателя на любом режиме работы последнего и от флюгерного насоса, имеющего свою масляную систему. На неработающем двигателе лопасти переводятся во флюгерное положение давлением масла от флюгерного насоса.

Включение флюгерного насоса производится кнопкой флюгерования с сигнальной лампочкой. При нажатии на кнопку подается электрический сигнал на электродвигатель флюгерного насоса и на электромагнитный клапан останова двигателя КТА (командного топливного агрегата) для прекращения подачи топлива в двигатель. Кнопка автоматически удерживается во включенном состоянии не менее 12 с. Через несколько секунд после этого реле времени выключает флюгерный насос и возвращает кнопку в исходное положение.

Работа механизма винта при переходе лопастей во флюгерное положение происходит так же, как и при увеличении шага винта. Масло от флюгерного насоса поступает к золотнику снятия с упора, который соединяет канал фиксатора шага со сливом. Поршень перемещается вправо до упора 7 (рис. 26).

В случае отказа электроаппаратуры управления принудительным или автоматическим флюгерованием перестройку ре-

гулятора для ввода винта во флюгерное положение можно произвести сжатым воздухом или гидросмесью, подаваемыми из магистрали самолета. Работа механизма винта в случае аварийного флюгирования не отличается от принудительного при нажатии кнопки. Насос флюгирования в этом случае не включается и масло в канал большого шага подается от маслососа регулятора оборотов. Частота вращения винта, насоса и, следовательно, давление масла, за насосом по мере приближения лопастей к флюгерному положению уменьшаются. Поэтому при аварийном флюгировании лопасти немного не доходят до крайнего флюгерного положения. Возникшая при этом отрицательная тяга мало отличается от тяги при полном флюгировании. Винт продолжает вращаться. В длительном полете при наличии у винта больших утечек из полости большого шага лопасти очень медленно, но начинают поворачиваться в сторону уменьшения углов. Поэтому в полете летчик должен следить за частотой вращения винта отказавшего двигателя.

Автоматический ввод лопастей во флюгерное положение производится в случае падения мощности ТВД, возникновения значительной по величине отрицательной тяги и др.

Например, автоматическая система двигателя АИ-20 вводит во флюгерное положение винты при уменьшении мощности двигателя до 0,1 номинальной (при $P_{\text{вкл}} = 6 \text{ кг/см}^2$ — давление в системе измерения крутящего момента) у земли, когда опасная отрицательная тяга еще не появилась. Эту систему называют «взлетным автофлюгером». Действует она на режимах от 0,7 номинала и выше — это особенно важно на режиме взлета, когда появление отрицательной тяги может привести к тяжелым последствиям. Для того, чтобы датчик не срабатывал на пониженных режимах, его электрическая система, заблокирована с топливно-регулирующей аппаратурой.

Аналогичная система на двигателе НК-12 срабатывает при падении крутящего момента до определенной положительной величины (+120 кгсм) при режимах от 0,9 номинального и выше. Система готова к флюгированию только при перемещении рычага сектора газа до номинального режима. Одновременно с включением флюгерного насоса напряжение подается на электромагнитный клапан останова двигателя на КТА.

Сигнал о возникновении недопустимой отрицательной тяги подается датчиком, установленным в торце вала редуктора (АИ-20), и представляет собой проточную систему, через которую масло от регулятора оборотов проходит в линию слива. При возникновении отрицательной тяги (для двигателя АИ-20—1200 кг) доступ масла в датчик прекращается, в результате подается

сигнал на флюгирование. Летчик узнает об этом по загоранию сигнальных лампочек и по поведению самолета. Эта система работает в более широком диапазоне мощностей — от 36° по УПРТ и выше.

Создание отрицательной тяги при экстренном снижении и на пробеге после посадки обеспечивается блокированием сигнала на флюгирование по УПРТ. На двигателе АИ-20 блокировка осуществляется в пределах от 0 до 36° по УПРТ (мощность менее $0,45 N_{\text{ном}}$). Блокировка обязывает летчика прежде чем переместить РУД за 36° по УПРТ, убедиться по лампочкам сигнализации в отсутствии недопустимой отрицательной тяги. В противном случае такое перемещение РУД приведет к флюгированию винтов всех двигателей самолета.

Автоматический ввод лопастей винта во флюгерное положение по команде от датчика гидравлической системы автофлюгера осуществляется на работающем двигателе при падении его крутящего момента до определенных отрицательных значений. Для двигателя НК-12 установлено два режима: когда двигатель работает на режиме, соответствующем более 38° по УПРТ ($P_{\text{нкм}}$ для срабатывания автофлюгера падает до -120 кгс/м) и на режиме от 0 до 38° по УПРТ ($P_{\text{нкм}} = -700$ кгс/м). Перестройка системы автофлюгера на один из указанных режимов происходит в зависимости от положения рычага подачи топлива.

Система автоматического ввода лопастей винта во флюгерное положение по предельно допустимой частоте вращения включается от датчика, установленного в КТА. На двигателе АИ-20 диапазон срабатывания датчика при увеличении частоты вращения с 12300 до 14000 оборотов в минуту. В результате замыкаются контакты датчика и далее выключается двигатель и происходит флюгирование винта, как описано выше.

Вывод лопастей винта из флюгерного положения производится маслом от флюгерного насоса, включенного при вытягивании кнопки флюгирования на себя. В полете кнопка удерживается до выхода лопастей на упор промежуточного угла. На земле выключатель снятия с упора ставится в положение «снят с упора» и кнопка флюгирования удерживается до выхода лопастей на угол φ_0 .

7. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ДИНАМИКЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Большинство отказов и неисправностей двигателей летательных аппаратов связано с их вибрационным состоянием. Динамическая прочность двигателей, их узлов и агрегатов неразрыв-

но связана с их колебаниями, определяющими возникновение переменных напряжений.

Крутящий момент, реакция аэродинамических сил, соотношения между аэродинамическими силами и силами упругости реального воздушного винта являются неравномерными. Во всех этих случаях мы имеем неустановившееся движение винта.

Аэродинамические и центробежные силы и моменты, действующие на лопасти, рассмотрены выше. В этом разделе познакомимся с вопросами неуравновешенности вращающихся масс.

7.1. ВИДЫ НЕУРАВНОВЕШЕННОСТИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Вопрос тряски самолета является важным вопросом эксплуатации. Тряска вызывает дополнительные динамические напряжения в конструкции самолета и двигателя и оказывает неприятное физиологическое воздействие на экипаж и пассажиров.

Источником тряски может быть неуравновешенная вращающаяся деталь. Предположим, что центр масс винта находится на расстоянии e от оси его вращения. Вектор центробежной силы этой неуравновешенности вращается с винтом и создает переменные усилия, вызывающие тряску.

При абсолютной жесткости моторной установки центр масс винта описывает круг радиусом e и центробежная сила описывается выражением

$$P_{цм} = m_{в} \omega_{в}^2 e, \quad (37)$$

где $m_{в}$ — масса винта; $\omega_{в}$ — угловая скорость.

Если моторная установка под влиянием этой силы деформируется на величину δ , центр масс будет описывать круг радиусом $r = e + \delta$, т. е.

$$P_{цм} = m_{в} \omega_{в}^2 r. \quad (38)$$

Для того, чтобы система находилась в динамическом равновесии, центробежная сила должна быть равна сумме сил упругости и массовых сил мотоустановки:

$$P_{цм} = m_{дв} y'' + cy = m_{в} r \omega_{в}^2 \sin \omega t,$$

где $y = A \sin \omega t + B \cos \omega t$; c — коэффициент жесткости мотоустановки.

$$\text{Отсюда } \delta = \frac{m_{в}}{m_{дв}} \frac{r \omega^2}{\omega^2 \vartheta - \omega^2} \sin \omega t = \frac{m_{в}}{m_{дв}} \frac{r \xi^2}{(1 - \xi^2)} \sin \omega t,$$

где $\xi = \omega_{в} / \omega_0$.

Величина $c/m - \omega_0^2 =$ квадрат круговой частоты собственных колебаний двигателя на подвеске, тогда

$$\delta/e = \frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{дв}}} / [(\omega_0/\omega)^2 - 1] = \frac{m_{\text{в}}}{m_{\text{дв}}} \frac{\xi^2}{(1 - \xi^2)^2}. \quad (39)$$

Если $\omega_0 = \omega$, система попадает в резонанс и $\delta = \infty$. В реальных условиях не учитываемые здесь демпфирующие силы будут отнимать энергию и не дадут развиться деформации до разрушения винта. Такая неуравновешенность называется статической:

$$N_c = G \cdot r, \quad (40)$$

где N_c — измеряется в [г·м].

Неуравновешенность массового момента выражается в том, что главная ось инерции винта не совпадает с осью его вращения.

Рассечем винт на две части перпендикулярной оси вращения и проходящей через центр масс (рис. 27). Каждая из частей будет иметь свой вес $G_1 + G_2 = G_{\text{в}}$. Предположим, что массовые силы уравновешены, т. е. центр тяжести находится на оси винта.

Центры масс частей могут не лежать на оси винта, но по условию статической уравновешенности моменты отдельных частей относительно оси винта должны быть уравновешены между собой:

$$G_1 r_1 = G_2 r_2. \quad (41)$$

Главная ось инерции, проходя через центры тяжести этих частей, наклонена к оси вращения винта.

Если каждая половина обладает статической неуравновешенностью (одинаковой и противоположно направленной), то в каждой из них при вращении возникнет центробежная сила. Эти силы образуют моменты относительно центра тяжести винта, изгибающие вал винта и создающие переменную нагрузку на опоры.

Оценкой этого момента служит момент веса какой-либо половины относительно центра тяжести винта — это статическая неуравновешенность каждой половины.

Оценкой неуравновешенности массового момента служит произведение моментов статической неуравновешенности части

винта на проекцию l расстояния между центрами тяжести частей на ось винта. Эта неуравновешенность называется динамической:

$$N_m = G_1 r_1 l = G_2 r_2 l. \quad (42)$$

Если обе части имеют одинаковый вес, то

$$N_m = G_e r_c l / 2, \quad (43)$$

где r_c — эксцентриситет частей.

Момент от этой неуравновешенности:

$$M_m = N_m 4\pi^2 n_s^2 / 1000 g. \quad (44)$$

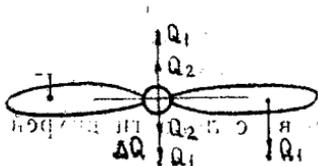
Неуравновешенность аэродинамической силы выражается в том, что абсолютные величины проекций силы сопротивления каждой лопасти и на плоскость вращения винта неодинаковы.

В случае двухлопастного винта Q_1 и Q_2 принимаем разными по величине и приложенными в разных местах (рис. 28). Разлагая каждую силу на силу и пару, получим две пары, являющиеся реакциями вращающего момента двигателя, и одну силу, приложенную к опоре винта, равную разности сил Q_1 и Q_2 . Эта равнодействующая не будет уравновешена и создаст переменное усилие на вал винта:

$$N_g = 1000 g \Delta Q / 4\pi^2 n_s^2, \quad (45)$$

где N_g измеряется в [г·м].

Неуравновешенность аэродинамического момента появляется из-за разности тяг, создаваемых отдельными лопастями или расположением их равнодействующих на различных расстояниях от оси вращения, т.е. равнодействующая сила тяги винта может не проходить через его ось.



(81)

Рис. 28. Неуравновешенность аэродинамической силы двухлопастного винта

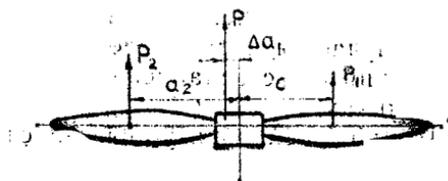


Рис. 29. Неуравновешенность аэродинамического момента двухлопастного винта

Равнодействующая сила $P = P_1 + P_2$ (рис. 29) двухлопастного винта приложена в точке, смещенной от оси вращения на расстояние $\Delta a = (P_2 a_2 - P_1 a_1) / P$.

Поскольку неуравновешенность массового и аэродинамического моментов производит одно и то же воздействие на вал винта, то, приравнявая между собой неуравновешенный аэродинамический момент $P \Delta a$ и неуравновешенный массовый момент (44), получим неуравновешенность аэродинамического момента в [г·м]:

$$N_{ам} = P \Delta a \cdot 1000 \text{ г} / 4\pi^2 n_s^2. \quad (47)$$

Эта неуравновешенность обусловлена неодинаковостью геометрических размеров разных лопастей. Наибольшее влияние на нее оказывает неодинаковость углов установки разных лопастей.

7.2. ПРОИСХОЖДЕНИЕ ШУМА ВИНТА

Шум возникает главным образом от действия периодического изменения давления при прохождении лопастей и от срывающихся с лопастей вихрей. До наблюдателя, стоящего в стороне от винта, доходят импульсы давления, вызванные прохождением каждой лопасти, возмущающей воздух. Эти возмущения происходят за один оборот винта столько раз, сколько лопастей, т. е. частота их появления равна $n_s K$. Шум вращения, в свою очередь, можно разделить на шум за счет утолщения лопасти и шум от тяги.

Профиль лопасти за счет толщины деформирует воздушный поток, создавая этим периодические возмущения, создающие звук вращения, зависящий от утолщения лопасти. У этого звука рассматривается основной тон и две высшие кратные частоты. Остальные значительно слабее.

Шум тяги обуславливается наличием тяги, от, е., подъемной силы лопасти за счет разности давлений на наружной и внутренней поверхности профиля. Шум тяги имеет несколько иную направленность, чем шум вращения. Наиболее сильное излучение получается в направлении 120° и несколько меньшее в направлении 55° с ослаблением в направлении около 80° на всех гармониках.

Шум вихрей образуется за счет срыва с лопасти вихрей с частотой

$$v = W / 6b \sin \alpha, \quad (48)$$

где W — скорость потока; b — ширина лопасти; α — угол атаки лопасти.

Поскольку скорость потока по длине лопасти переменна, то по радиусу лопасти разные сечения возбуждают звуки разной частоты. Т. е. суммарный вихревой шум является сложным комплексом звуков разной частоты.

Наиболее интенсивные вихри срываются на радиусах $0,75 R$:

$$v = (V^2 + (2\pi n_s 0,75 R)^2) / 6 b \sin \alpha. \quad (49)$$

При $D = 3,2$ м, $V = 120$ м/с, $b_{0,75 R} = 0,11$ м, $n_s = 1600$ 1/мин и $\alpha = 5^\circ$ $v = 4100$ Гц. Шум от вибрации лопасти — десятки герц. Ослабление звука с расстоянием обратно пропорционально ему в степени 1,7.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Александров В. Л. Воздушные винты. М.: Госиздат обор. пром. 1951. 475 с.
2. Бураго С. Г. Воздушные винты и компрессоры аэродинамических труб: Учеб. пособие. М.: МАИ, 1981. 82 с.
3. Практическая аэродинамика самолетов с турбовинтовыми двигателями/Дьяченко А. А., Микиртумов Э. Б., Сушко В. В. и др. М.: Воениздат, МО СССР, 1970. 318 с.
4. Авиационные силовые установки. Системы и устройства/Домотенко И. Т., Кравец А. С., Пикитин Г. А. и др. М.: Транспорт, 1976. 342 с.
5. Филиппов В. В. Как летчику бороться с отрицательной тягой. М.: Воениздат, МО СССР, 1966. 180 с.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Основные понятия о воздушных винтах	3
1.1. Назначение и принцип работы	3
1.2. Основные требования	4
1.3. Классификация воздушных винтов	5
2. Характеристики воздушных винтов	8
2.1. Геометрические характеристики	8
2.2. Кинематические характеристики	11
2.3. Аэродинамические характеристики	12
2.4. Нормальные характеристики (режимы работы) винта	15
3. Силы и моменты, действующие на лопасти	18
3.1. Аэродинамические силы	18
3.2. Центробежные силы и моменты	19
4. Гидравлические винты изменяемого шага	20
4.1. Типы гидравлических винтов изменяемого шага	20
4.2. Работа гидравлического винта двухстороннего действия	21
5. Конструкции воздушных винтов	22
5.1. Конструкции винтов поршневых двигателей	22
5.2. Конструкции винтов ТВД	27
5.3. Конструкция и назначение винтовентилятора	34
6. Характер изменения тяги ТВД в полете	37
6.1. Особенности работы ТВД в полете	37
6.2. Условия возникновения отрицательной тяги	40
6.3. Способы уменьшения и предупреждения появления отрицательной тяги	42
6.3.1. Проходная защелка	42
6.3.2. Промежуточный упор лопастей воздушного винта	43
6.3.3. Гидравлический фиксатор шага	46
6.3.4. Механический фиксатор шага	47
6.3.5. Центробежный фиксатор	47
6.3.6. Флюгирование	48
7. Краткие сведения по динамике воздушного винта	51
7.1. Виды неуравновешенности воздушного винта	51
7.2. Происхождение шума винта	54
Библиографический список	55

Жуков Константин Алексеевич
Углов Борис Алексеевич

ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

Редактор Т. К. Кретинина
Техн. редактор Н. М. Каленюк
Корректор Т. И. Шелокова

Сдано в набор 23.04.93 г. Подписано в печать 11.05.94 г.
Формат 60×84 1/16. Бумага оберточная. Гарнитура литературная.
Печать высокая. Усл. п. л. 3,25. Усл. кр.-отт. 3,37. Уч.-изд. л. 3,3.
Тираж 500 экз. Заказ 151. Арт. С-14/93.

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Типография ИПО Самарского государственного аэрокосмического
университета. 443001 Самара, ул. Ульяновская, 18.