

doi: 10.32620/oikit.2019.84.03

УДК 629.7.01

А. Г. Гребеников, В. А. Урбанович, И. В. Малков,
В. С. Чигрин, В. А. Грайворонский, А. М. Гуменный,
А. В. Лоленко, А. И. Кривобок, Ю. Ю. Высочанская,
А. А. Соболев, Н. И. Москаленко,* Л. А. Пирогов,* А. А. Вендин

Анализ возможности модернизации легкого одновинтового вертолета путем замены рулевого винта фенестроном

*Национальный аэрокосмический университет
«Харьковский авиационный институт»
ОКБ «МОТОР СИЧ»

Рассмотрена возможность замены рулевого винта вертолета на фенестрон. Применение фенестрона вместо рулевого винта ведет также к упрощению конструкции ряда агрегатов. Диаметр винта фенестрона существенно меньше диаметра обычного рулевого винта и защищен ограждением в виде жесткого кольца. В связи с этим нет необходимости в изломе хвостовой балки для создания, требуемого условиями посадки, расстояния между концами лопастей обычного рулевого винта и поверхностью земли. Это исключает установку промежуточного редуктора. Боковая сила фенестрона в отличие от рулевого винта проходит практически перпендикулярно продольной главной оси инерции вертолета и не скручивает хвостовую балку, а также не создает кренящий момент на осевых режимах.

Однако у фенестрона есть и недостатки. Система привода и управления винта в кольце сложнее по сравнению с рулевым винтом. Затраты мощности для фенестрона на режиме висения и осевого перемещения больше, чем для рулевого винта. Это объясняется меньшим диаметром винта в кольце, что снижает относительный КПД. На режимах косоугольного обтекания с ростом скорости преимущества фенестрона вместе с килем, имеющим начальный угол установки, более значительные, чем обычного рулевого винта. Так как горизонтальный полет для вертолетов является основным режимом, то в целом затраты мощности для фенестрона меньше по сравнению с рулевым винтом.

Расчеты фенестрона легкого одновинтового вертолета взлетной массой 3800 кг показали, что мощность на привод фенестрона на режиме висения больше мощности рулевого винта на 20%.

Повысить эффективность фенестрона на режиме висения можно, увеличив радиус винта фенестрона, плечо фенестрона относительно центра тяжести вертолета, а также повысив окружную скорость винта фенестрона.

Таким образом, применение фенестрона вместо рулевого винта улучшает характеристики вертолета и повышает его эффективность. Но на режиме висения потребуется большая мощность. Такое увеличение мощности на режиме висения наблюдается у существующих вертолетов с фенестроном.

Ключевые слова: вертолет, хвостовая балка, фенестрон, рулевой винт.

Интерес к фенестрону вызван стремлением преодолеть ряд недостатков, которыми обладает обычный рулевой винт, и прежде всего, эксплуатационных. В условиях современного применения вертолет в течение длительного времени совершает полет и маневры в непосредственной близости земли, садится и взлетает с неподготовленной площадки. На этих режимах для обычного рулевого винта, несмотря на имеющееся ограждение, постоянно существует опасность задевания за различного рода препятствия, такие, как ветви деревьев, кустарники, камни и т.п. Подобные столкновения, как правило,

кончаются поломкой рулевого винта, что в свою очередь может привести к аварии вертолета. Расположение винта в канале киля практически исключает подобную опасность. Кроме того, существенно увеличивается безопасность работ обслуживающего персонала, особенно в условиях плохой видимости (ночью, в туман). Безопасность обслуживания особенно необходима и в том случае, когда около вертолета с вращающимися винтами производятся работы, требующие большой напряженности и быстродействия, отвлекающие людей от соблюдения мер безопасности.

Одним из достоинств фенестрона является повышение надежности как отдельных агрегатов, так и вертолета в целом. При малой уязвимости лопастей винта фенестрона снижается опасность их повреждения вследствие ударов гравия и других предметов, поднимаемых с земли потоком несущего винта при взлете и посадке, или кусочков льда, отбрасываемых лопастями несущего винта при обледенении.

Для вертолета с обычным рулевым винтом при неполадках трансмиссии единственным выходом из создавшегося положения является далеко не безопасная посадка на режиме самовращения. Если в горизонтальном полете из строя выходит винт фенестрона, сила тяги, необходимая для компенсации реактивного момента, создается килем. Вертолет в этом случае продолжает полет и благополучно возвращается к месту базирования.

Применение фенестрона вместо рулевого винта ведет также к упрощению конструкции ряда агрегатов. Диаметр винта фенестрона существенно меньше диаметра обычного рулевого винта и защищен ограждением в виде жесткого кольца. В связи с этим нет необходимости в изломе хвостовой балки для создания требуемого условиями посадки расстояния между концами лопастей обычного рулевого винта и поверхностью земли. Это исключает установку промежуточного редуктора.

Обычный рулевой винт работает в сложных условиях: помимо внешнего потока на него действует также спутная струя и вихри от несущего винта и фюзеляжа, что приводит к появлению большого уровня знакопеременных напряжений и в ряде случаев к динамической неустойчивости. Установка винта в канале дает более равномерное распределение по диску поля скоростей особенно в условиях горизонтального полета, что улучшает условия его работы. Кроме того, при установке в канале винт разгружается, поскольку существенная доля подъемной силы создается на входной части профилированного канала (коллектора). Все это ведет к значительному уменьшению переменных напряжений, что увеличивает срок службы винта фенестрона и элементов трансмиссии.

Частота вращения винта в кольце существенно выше, чем обычного рулевого винта, что приводит к меньшему крутящему моменту привода винта в кольце. Это положительно сказывается на массовых характеристиках фенестрона.

Большая частота вращения винта в кольце по сравнению с рулевым винтом позволяет получить лучшую маневренность в путевом направлении.

Рулевой винт, установленный на киле, создает нормальный поток, что приводит к срыву на значительной части киля.

Киль, установленный на фенестроне, практически лишен этого недостатка, так как течение в кольце не влияет на киль, расположенный в верхней части.

Более высокая частота вращения винта в кольце приводит к полосе высоких частот колебаний по сравнению с рулевым винтом, которая легче гасится конструкцией хвостовой балки. Поэтому уровень шума вертолета с фенестроном ниже по сравнению с рулевым винтом.

Боковая сила фенестрона в отличие от рулевого винта практически проходит перпендикулярно продольной главной оси инерции вертолета и не скручивает хвостовую балку, а также не создает кренящий момент M_x на осевых режимах. В горизонтальном полете боковая сила кия создает M_x , однако эта сила и имеет вертикальное плечо меньшее по сравнению с рулевым винтом.

Режим «вихревого кольца», который наступает на рулевом винте при ветре справа, практически не возникает при установке фенестрона.

Однако у фенестрона есть и недостатки. Передача вращения и управления винта в кольце сложнее по сравнению с рулевым винтом.

Затраты мощности для фенестрона на режиме висения и осевого перемещения больше, чем для рулевого винта. Это объясняется меньшим диаметром винта в кольце, что снижает относительный КПД. На режимах косоугольного обтекания с ростом скорости преимущества фенестрона вместе с килем, имеющим начальный угол установки, более значительные, чем обычного рулевого винта. Так как горизонтальный полет для вертолетов является основным режимом, то в целом затраты мощности для фенестрона меньше по сравнению с рулевым винтом.

В практике мирового вертолетостроения фенестрон чаще рулевого винта применяется на легких и средних вертолетах.

Аэродинамическая компоновка фенестрона

На рисунке 1 представлены основные варианты компоновки фенестрона.

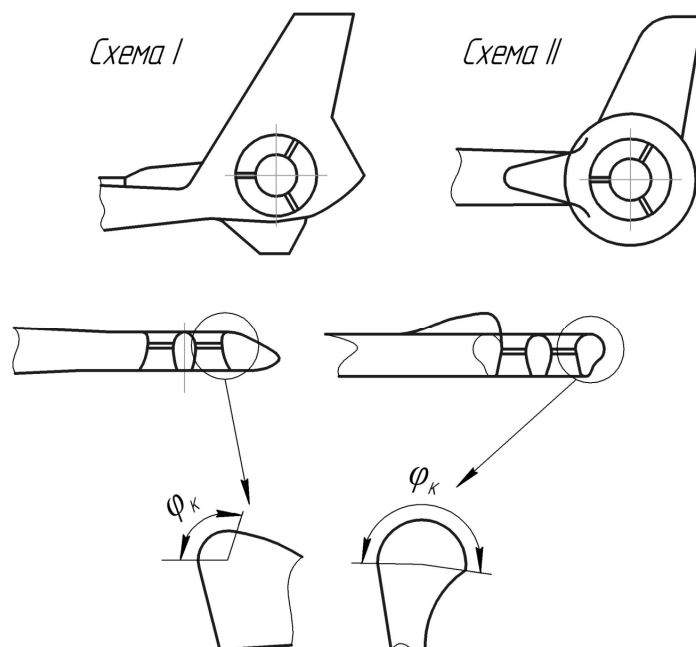


Рис. 1. Варианты компоновки фенестрона

В схеме I винт установлен в кольцевом канале внутри средней части килья, имеющей аэродинамический профиль. Киль в случае применения фенестрона является обязательным элементом вертолета. Его необходимость обусловлена некоторыми особенностями работы винта, находящегося в канале. В частности, на режиме горизонтального полета есть опасность срыва потока на коллекторе, который ведет к нарушению нормальной работы винта и может вызвать резкие изменения момента рыскания и высокие переменные напряжения в лопастях. Для предотвращения срыва и, прежде всего, для уменьшения потребляемой в горизонтальном полете мощности верхняя часть килья имеет в сечении несимметричный профиль и устанавливается под таким углом заклинивания, чтобы почти вся сила, требуемая для компенсации реактивного момента на крейсерском режиме полета вертолета, создавалась вертикальным оперением, а не винтом. Нижняя часть килья представляет собой предохранительную опору, воспринимающую часть энергии удара, возможного при посадке. По схеме I выполнены фенестроны вертолетов фирмы «Аэроспасьяль» (Франция) [1].

Кроме того, известны работы фирмы Сикорского (США) по оптимизации геометрии фенестрона и примыкающих к нему элементов вертикального оперения. В результате этих исследований выявлена наиболее рациональная, по мнению фирмы, компоновка хвостовой части вертолета с фенестроном (рис. 1, схема II).

Отличительной чертой является расположение винта в канале тела тороидальной формы. Так же, как и в схеме I, имеется килевая поверхность, выполняющая указанные выше функции. Летные испытания экспериментального варианта вертолета S-67 показали ряд преимуществ фенестрона данной компоновки. По сравнению со схемой 1 энергетические затраты на режиме висения были меньше, в частности, из-за увеличения центрального угла дуги окружности, образующей коллектор ϕ_k . В схеме 1 коллектор выполнен таким образом, что образующая его дуга сопрягается с контуром профиля центральной части килья, не выступая за его пределы. При этом ϕ_k , немногим превосходит 90, в схеме II ϕ_k достигает 180 [2].

С ростом ϕ_k увеличивается относительная сила тяги, развиваемая кольцом. Кроме того, для более равномерного распределения скоростей потока в плоскости вращения винта при полете с горизонтальной скоростью перед каналом со стороны хвостовой балки предусмотрен наплыв, который уменьшает опасность возникновения срыва на коллекторе.

Выбор параметров кольца фенестрона

Рассмотрим расчет основных геометрических параметров кольца фенестрона. Поскольку сила тяги фенестрона создается как винтом, так и профилированной частью кольца, то целесообразно в качестве определяющего размера фенестрона принять габаритный радиус R_ϕ кольца (рис. 2).

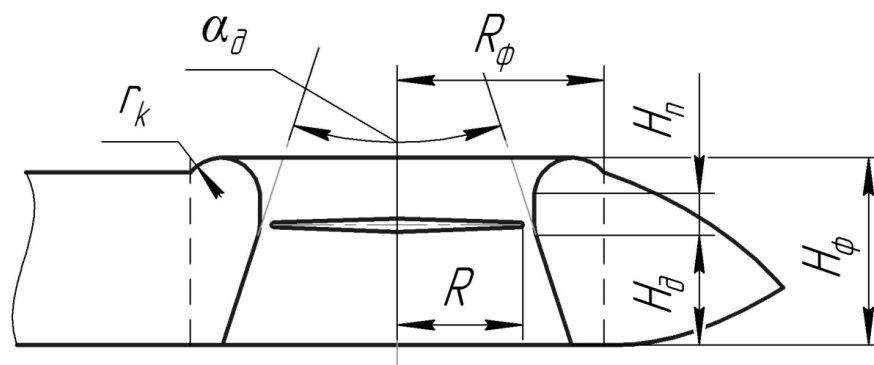


Рис. 2. Характерные размеры кольца фенестрона

Учитывая замечание о рациональной ширине коллектора, радиус фенестрона можно определить как [3]

$$R_{\phi} = R + 1,5 \cdot r_k,$$

где r_k – радиус кольца фенестрона.

Отсюда

$$R = R_{\phi} \frac{1}{1 + 1,5 \cdot r_k} \quad (1)$$

Условимся все линейные размеры относить к радиусу винта фенестрона R . Относительные размеры помечать чертой сверху.

Тяга фенестрона определяется по формуле Жуковского-Вельнера [3]:

$$T_{\phi} = K_{\phi} \left(\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_{\phi} \cdot N \cdot \eta_0} \right)^{2/3},$$

где $K_{\phi} = \sqrt[3]{\frac{k_v}{2 \cdot (1 + 1,5 \cdot \bar{r}_k)^2 \cdot \bar{T}_B^2}}$ – качество фенестрона;

$k_v = \frac{F_1}{F_2}$ – коэффициент, определяющий соотношение скоростей в струе;

F_1, F_2 – площадь канала в плоскости винта и на выходе из диффузора фенестрона;

$\bar{T}_B = \frac{T_B}{T_{\phi}}$ – относительная тяга винта.

При заданных диаметре фенестрона и потребляемой мощности максимальная сила тяги соответствует таким параметрам винта и кольца, при которых достигается максимум произведения $K_{\phi} \cdot \eta_0^{2/3}$. Выбор оптимальных параметров винта и кольца можно производить независимо друг от друга. Поэтому оптимальные параметры кольца будем искать при условиях обеспечения $K_{\phi \max}$, а винта – при $\eta_{0 \max}$.

Исходя из условий работы фенестрона в горизонтальном полете, задача по выбору его оптимальных параметров ставится, следующим образом. В

заданный прямоугольник (на рис. 1. показан пунктиром) с удлинением $\lambda_\phi = 2R_\phi / H_\phi$ вписать наивыгоднейший профиль кольца, обеспечивающий максимальное качество K_ϕ .

Кольцо фенестрона включает в себя следующие части, относительные размеры которых подлежат определению: \bar{R}_ϕ – габаритный радиус кольца; \bar{H}_ϕ – высота; коллектор, спрофилированный по дуге окружности, радиуса \bar{r}_K ; переходная часть \bar{H}_Π , обеспечивающая плавный вход потока в канал, где установлен винт; диффузор с углом раствора α_δ , длиной H_δ , степенью расширения n .

Оптимальный угол раствора диффузора α_δ по рекомендациям составляет 12° .

Указанные параметры на основании геометрических соотношений (рис. 1.) могут быть выражены через радиус \bar{r}_K :

$$\bar{R}_\phi = 1 + 1,5 \cdot \bar{r}_K;$$

$$\bar{H}_\phi = \frac{2 \cdot \bar{R}_\phi}{\lambda_\phi} = \frac{2 \cdot (1 + 1,5 \cdot \bar{r}_K)}{\lambda_\phi}.$$

Размеры переходного участка \bar{H}_Π :

$$\bar{H}_\Pi = \frac{(0,4 - \bar{r}_K)}{0,6 \cdot \lambda_\phi}.$$

Высота коллектора:

$$\bar{H}_K = \bar{r}_K + \bar{H}_\Pi = \frac{2 - 5 \cdot \bar{r}_K}{3 \cdot \lambda_\phi} + \bar{r}_K.$$

Длина диффузора

$$\bar{H}_\delta = \bar{H}_\phi - \bar{r}_K - \bar{H}_\Pi = \frac{4 + 14 \cdot \bar{r}_K}{3 \cdot \lambda_\phi} - \bar{r}_K.$$

Степень расширения диффузора

$$n = \frac{F_2}{F_1}.$$

Учитывая, что $k_v \approx 1/n$ качество фенестрона K_ϕ и все параметры кольца можно рассчитать в зависимости от \bar{r}_K [3]:

$$\bar{T}_B = \frac{T_B}{T_\phi} = 1 - \frac{K}{k_v},$$

где K – коэффициент формы кольца.

Коэффициент формы кольца определяется по формуле [3]:

$$K = \frac{1}{2} \left(2 \cdot k_v - k_v^2 - \xi_K - \xi_\delta \right),$$

где $\xi_k = 0,287 - 10 \cdot \bar{r}_k + \sqrt{(0,287 - 10 \cdot \bar{r}_k)^2 + 0,426}$ – коэффициент потерь на входе в коллекторе;

$\xi_d = K_{cm} \cdot (1 - k_v)^2$ – коэффициент потерь в диффузоре;

$K_{cm} = \sin \frac{\alpha_d}{2}$ – коэффициент смягчения, учитывающий постепенность расширения потока в зависимости от угла раствора диффузора α_d .

На рисунке 3 представлены графики зависимости $K_\phi(\bar{r}_k)$, подсчитанные для $\lambda_\phi = 1,5; 2; 3; 5$ [3].

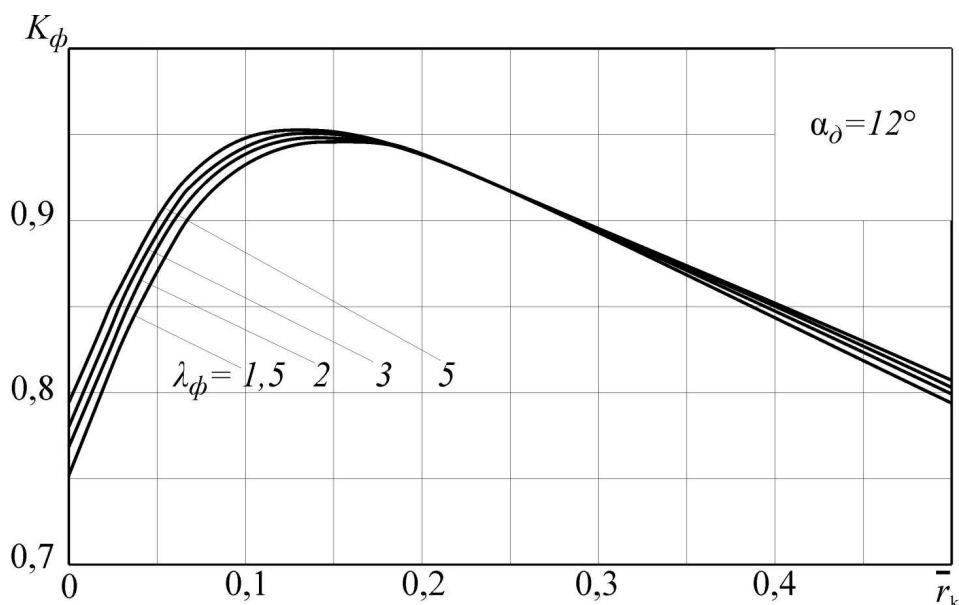


Рис. 3. Качество фенестрона

Принятый в расчете относительный зазор между концами лопастей и стенками канала составлял 1% от радиуса винта.

Из графиков следует, что качество фенестрона мало зависит от удлинения λ_ϕ .

Максимальная величина $K_{\phi \max} \approx 0,95$ для всех удлинений и соответствует радиусу кривизны коллектора $\bar{r}_k = 0,12 \dots 0,15$. Следует обратить внимание на то, что зона максимальных значений K_ϕ в диапазоне $\bar{r}_k = 0,1 \dots 0,2$ имеет пологий характер, поэтому весь указанный диапазон может рассматриваться как диапазон оптимальных значений \bar{r}_k . Выбор меньших значений \bar{r}_k при заданных λ_ϕ и габаритном диаметре кольца соответствует большим размерам винта, более короткому по отношению к винту диффузору, что показано на рис. 44, а.

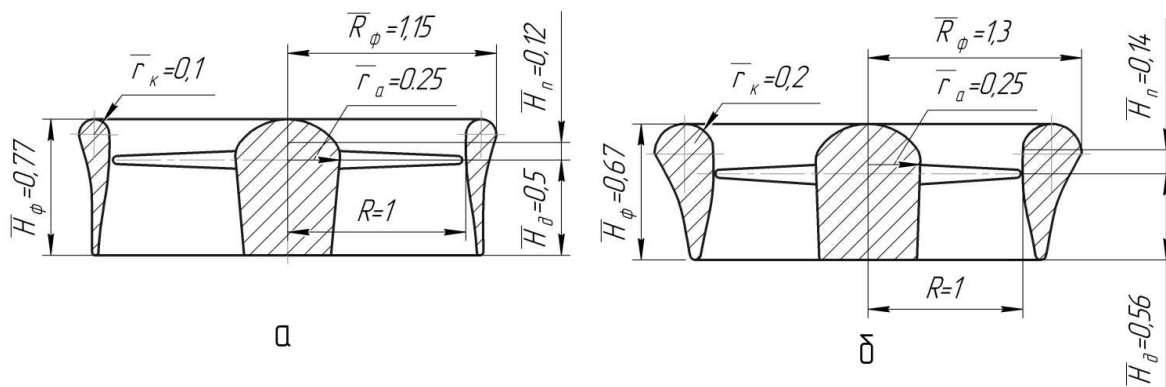


Рис. 4. Рекомендуемые параметры фенестрона

Выбор больших значений \bar{r}_κ соответствует меньшим размерам винта и более длинному по отношению к винту диффузору (рис. 4, б). В последнем случае винт расположен глубже в канале, что способствует выравниванию потока в плоскости диска винта.

Кроме того, из-за большего радиуса кривизны коллектора ($\bar{r}_\kappa = 0,2$) и большей относительной длины, диффузора растет несущая способность кольца. Поэтому в практике проектирования фенестрона следует рекомендовать $\bar{r}_\kappa = 0,15 \dots 0,2$. В этом случае $K_\phi \approx 0,94$.

На рис. 4 изображены фенестроны с удлинением $\lambda_\phi = 3$. Выбор удлинения фенестрона производится на этапе проработки компоновки вертолёта. Фенестроны с большим удлинением λ_ϕ позволяют спроектировать тонкий киль, дающий малое сопротивление в горизонтальном полете. Однако следует иметь в виду, что при такой форме у фенестрона получается короткий диффузор, в результате чего снижается несущая способность коллектора и загружается винт. Это может утяжелить агрегаты фенестрона. Поэтому оптимальные удлинения должны определяться на основе полного аэродинамического расчета вертолета с привлечением весового анализа. Опираясь на зарубежный опыт проектирования, в первом приближении можно рекомендовать $\lambda_\phi = 3 \dots 3,5$.

Затраты мощности на фенестрон и рулевой винт

Габаритный диаметр или радиус R_ϕ фенестрона следует выбирать с учетом допустимых энергетических затрат, поэтому прежде всего получим формулы, позволяющие вычислить мощность, потребную на привод винта фенестрона.

Сила тяги фенестрона определится из уравнения балансировки вертолета относительно вертикальной оси:

$$T_\phi \cdot l = \xi_{yпр} \cdot M_K, \quad (2)$$

где T_ϕ – сила тяги фенестрона;

l – расстояние от оси несущего винта до оси винта фенестрона;

M_K – крутящий момент на валу несущего винта;

$\xi_{упр}$ – коэффициент, учитывающий дополнительный крутящий момент на управление при маневрировании ($\xi_{упр} = 1 \dots 1,15$).

Расстояние l (рис. 5) может быть определено по формуле

$$l = R_{HB} + \xi_3 \cdot R_\phi = R_{HB} \cdot (1 + \xi_3 \cdot \tilde{R}_\phi) \quad (3)$$

где R_{HB} – радиус несущего винта;

R_ϕ – радиус фенестрона, определяемый формулой $\bar{R}_\phi = 1 + 1,5 \cdot \bar{r}_к$;

$\tilde{R}_\phi = \frac{R_\phi}{R_{HB}}$ – относительный радиус фенестрона, взятый в долях от

радиуса несущего винта;

ξ_3 – минимальное относительное расстояние между концами лопастей несущего винта и осью фенестрона, взятое в долях от радиуса фенестрона. Величина ξ_3 определяет условный зазор между несущим винтом и габаритным диаметром фенестрона ($\xi_3 = 1,05 \dots 1,15$).

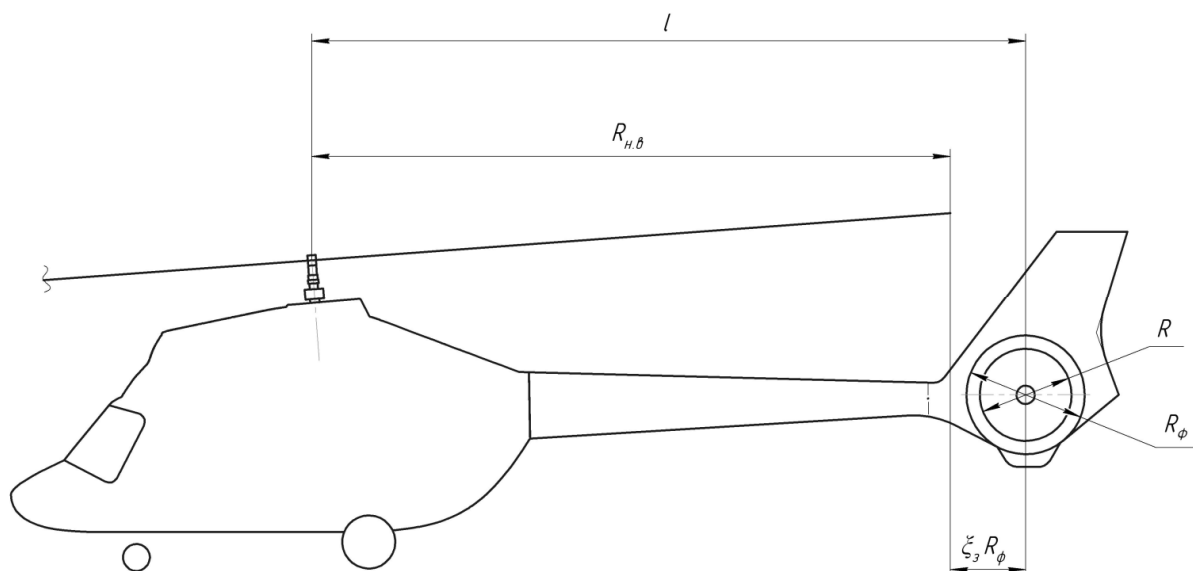


Рис. 5. Схема определения расстояния от оси несущего винта до оси фенестрона

Реактивный момент определяется по формуле:

$$M_K = \frac{N_{HB}}{\omega_{HB}} = \frac{T_{HB} \sqrt{P_{HB}}}{\omega_{HB} \cdot \eta_{0HB} \sqrt{2\rho}}$$

Из уравнения балансировки вертолета следует:

$$T_{HB} = \xi_{обд} \cdot G,$$

где $G = m \cdot g$ – вес вертолета,

$P_{HB} = \frac{G}{\pi \cdot R_{HB}^2}$ – удельная нагрузка на площадь, ометаемую несущим

винтом, $\xi_{обд}$ – коэффициент, учитывающий потери тяги на обдувку корпуса вертолета ($\xi_{обд} = 1,02 \dots 1,03$).

Отсюда, учитывая (2) и (3), находим выражение для потребной силы тяги фенестрона:

$$T_{\phi} = \xi_{унр} \cdot \xi_{обд} \frac{G \sqrt{P_{HB}}}{\sqrt{2\rho} \cdot \eta_{0HB} \cdot (\omega \cdot R)_{HB} \cdot (1 + \xi_3 \cdot \tilde{R}_{\phi})}. \quad (4)$$

Потребная мощность фенестрона определяется из формулы Жуковского $T_{\phi} = K_{\phi} \cdot (\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_{\phi} \cdot \eta_{0\phi} \cdot N_{\phi}})^{2/3}$ и формулы (4) [3]:

$$N_{\phi} = \frac{0,237 \cdot \xi_{унр}^{3/2} \cdot \xi_{обд}^{3/2} \cdot G^{3/2} \cdot P_{HB}^{3/4}}{K_{\phi}^{3/2} \cdot \eta_{0\phi} \cdot \eta_{0HB}^{3/2} \cdot \rho^{5/4} \cdot R_{\phi} \cdot (\omega \cdot R)_{HB}^{3/2} \cdot (1 + \xi_3 \cdot \tilde{R}_{\phi})^{3/2}}. \quad (5)$$

На режиме висения для несущего винта имеем:

$$N_{HB} = \frac{\xi_{обд} \cdot G \cdot \sqrt{P_{HB}}}{\eta_{0HB} \sqrt{2\rho}}.$$

Тогда затраты мощности на фенестрон в относительном виде будут такими:

$$\bar{N}_{\phi} = \frac{N_{\phi}}{N_{HB}}. \quad (6)$$

Приближенно можно принять $\eta_{0HB} \approx 0,7$, $\eta_{0\phi} \approx 0,8 \dots 0,9$, $K_{\phi} \approx 0,95$, $\xi_{обд} = 1,02$, $\xi_{унр} = 1,05$, $\xi_3 = 1,02$.

Далее определим мощность, необходимую на работу рулевого винта.

Для рулевого винта классической схемы $K_{\phi} = 1$; а также необходимо учесть потери на обдувку киля струей рулевого винта x_K и влияние несущего винта на рулевой винт x_{PB} . Коэффициент x_K показывает, во сколько раз следует увеличить силу тяги рулевого винта из-за потерь на обдувку киля. Коэффициент x_{PB} показывает, во сколько раз следует изменить мощность рулевого винта из-за взаимовлияния несущего и рулевого, винтов. По рекомендациям Вильдгрубе [4]:

$$x_K = \frac{1}{1 - a_{PB} \cdot S_K / \pi \cdot R_{PB}^2},$$

где $a_{PB} \approx 0,27$ – для толкающего рулевого винта; $a_{PB} \approx 0,76$ – для тянущего;

$x_{PB} \approx 1,22$ – при вращении рулевого винта, когда движение его лопастей в зоне струи несущего винта совпадает с направлением движения, и $x_{PB} \approx 1$ – при обратном вращении, что имеет место для вертолета МСБ-2.

Учитывая сказанное, находим мощность на балансировку вертолета с помощью рулевого винта на режиме висения:

$$N_{PB} = \frac{0,237 \cdot \xi_{упр}^{3/2} \cdot \xi_{обд}^{3/2} \cdot G^{3/2} \cdot P_{HB}^{3/4} \cdot x_K^{3/2} \cdot x_{PB}}{\eta_{0PB} \cdot \eta_{0HB}^{3/2} \cdot \rho^{5/4} \cdot R_{PB} \cdot (\omega \cdot R)_{HB}^{3/2} \cdot (1 + \xi_3 \cdot \tilde{R}_{PB})^{3/2}}. \quad (7)$$

Среднее значение относительных КПД $\eta_{0HB} \approx 0,7$, $\eta_{0PB} \approx 0,65$.
Относительные затраты мощности рулевого винта:

$$\bar{N}_{PB} = \frac{N_{PB}}{N_{HB}}. \quad (8)$$

При установке фенестрона расстояние между осями НВ и фенестрона может быть меньшим по сравнению с расстоянием между осями НВ и РВ, так как лопасти РВ значительно больше по сравнению с размерами фенестрона с килем.

Из формул (7) и (8) следует, что при заданных относительных размерах фенестрона $\tilde{R}_\phi = R_\phi / R_{HB}$ или рулевого винта $\tilde{R}_{PB} = R_{PB} / R_{HB}$ относительные затраты мощности зависят только от удельной нагрузки на ометаемую несущим винтом площадь и окружной скорости концов его лопастей. С ростом высоты полета относительные затраты мощности растут пропорционально $1 / \rho^{5/4}$.

На рис. 6 и 7 представлены графики зависимостей $\bar{N}_\phi(\tilde{R}_\phi)$ и $\bar{N}_{PB}(\tilde{R}_{PB})$ для различных P_{PB} и $(\omega \cdot R)_{HB}$, подсчитанные по формулам (6) и (8), позволяющие оценить затраты мощности на фенестрон и рулевой винт в зависимости от относительного радиуса \tilde{R}_{PB} и \tilde{R}_ϕ [3]. Расчет проводился для условий полета на высоте $H = 0$, без учета затрат мощности на управление $\xi_{упр} = 1$, а также потерь на обдувку корпуса вертолета, киля и взаимовлияние рулевого и несущего винтов $\xi_{обд} = x_K = x_{PB} = 1$. Относительное расстояние между концами лопастей несущего винта и осью рулевого винта ξ_3 принято равным 1,15. Эти графики позволяют провести анализ влияния различных факторов на мощность, потребляемую фенестроном на режиме висения.

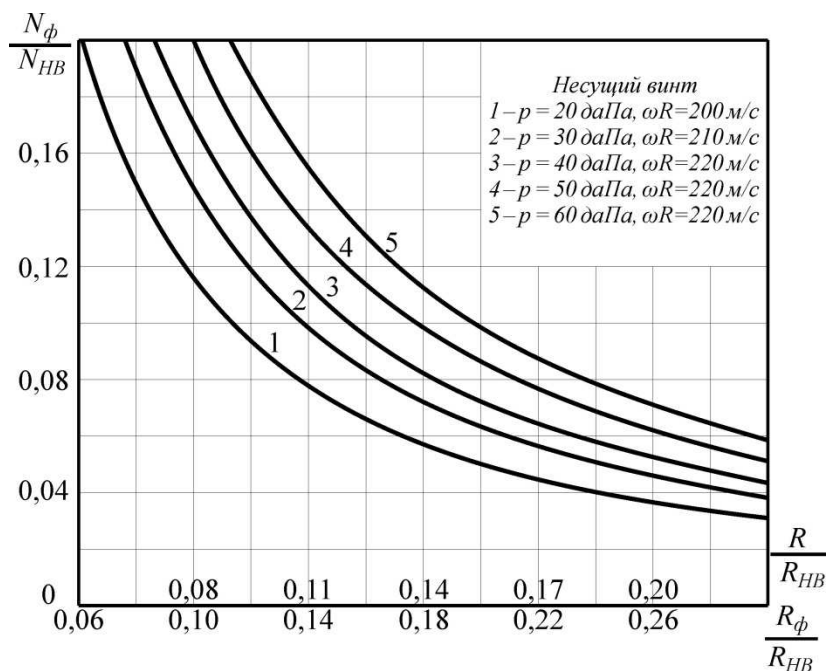


Рис. 6. График зависимости $\bar{N}_\phi(\tilde{R}_\phi)$

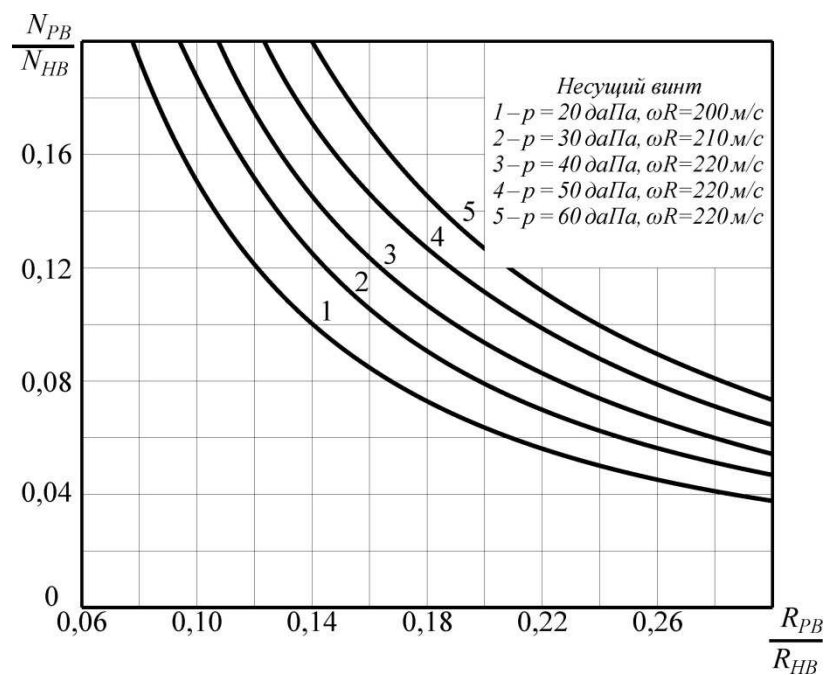


Рис. 7. График зависимости $\bar{N}_{PB}(\tilde{R}_{PB})$

Сравнение графиков для фенестрона и рулевого винта показывает, что при равных относительных размерах фенестрона (\tilde{R}_ϕ) и рулевого винта (\tilde{R}_{PB}) на режиме висения, последний требует больших затрат мощности, чем фенестрон. Преимущество фенестрона проявляется еще в большей степени, если сравнение проводить при равных относительных размерах винта

фенестрона \tilde{R}_ϕ и рулевого винта \tilde{R}_{PB} . Опыт проектирования фенестронов показывает, что относительные размеры винта фенестрона намного меньше размеров рулевого винта, поэтому они требуют больших затрат мощности. На графике (рис. 6) для удобства пользования на оси абсцисс нанесена вторая шкала относительных размеров винта фенестрона \tilde{R}_ϕ , полученных для случая $\bar{r}_\kappa = 0,2$.

Для выбора параметров лопастей винта фенестрона и рулевого винта необходимо знать удельную нагрузку на ометаемую площадь винта.

Приняв в среднем $\bar{r}_\kappa = 0,2$, $R/R_\phi = 0,77$, $\bar{T}_B \approx 0,6$, $\eta_{0HB} = 0,7$, получим приближенную формулу для удельной нагрузки на винт фенестрона [3]:

$$P_\phi = \frac{T_\phi}{\pi \cdot R_\phi^2} = \xi_{унр} \cdot \xi_{обд} \cdot \frac{0,71}{\tilde{R}_\phi^2 \cdot (1 + \xi_3 \cdot \tilde{R}_\phi)} \cdot \frac{P_{HB}^{3/2}}{(\omega \cdot R)_{HB} \cdot \eta_{0HB}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\rho}}. \quad (9)$$

Аналогичным путем, учитывая дополнительные потери на обдувку киля, можно получить формулу для удельной нагрузки на рулевой винт [3]:

$$P_{PB} = \frac{T_{PB}}{\pi \cdot R_{PB}^2} = \xi_{унр} \cdot \xi_{обд} \cdot x_K \frac{0,71}{\tilde{R}_{PB}^2 \cdot (1 + \xi_3 \cdot \tilde{R}_{PB})} \cdot \frac{P_{HB}^{3/2}}{(\omega \cdot R)_{HB} \cdot \eta_{0HB}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\rho}}. \quad (10)$$

Из формул (9) и (10) следует, что, так же как и для относительной мощности, удельная нагрузка на хвостовой винт при заданных относительных размерах фенестрона или рулевого винта зависит только от удельной нагрузки на несущий винт и окружной скорости концов его лопастей. С ростом высоты полета удельная нагрузка на винт растет пропорционально $1/\sqrt{\rho}$.

На рис. 8. и 9. представлены графики зависимостей $P(\tilde{R}_\phi)$ и $P_{PB}(\tilde{R}_{PB})$ для различных P_{HB} и $(\omega \cdot R)_{HB}$, рассчитанные по формулам (9) и (10). Расчеты выполнены для тех же условий, что и при определении относительных затрат мощности.

На графике (рис. 8) нанесена вторая шкала относительных размеров винта фенестрона $\tilde{R} = R/R_{HB}$ для случая $\bar{r}_\kappa = 0,2$.

Указанные графики позволяют провести сравнительный анализ возможных нагрузок на рулевой винт и фенестрон в зависимости от R_ϕ , R_{PB} и $(\omega \cdot R)_{HB}$.

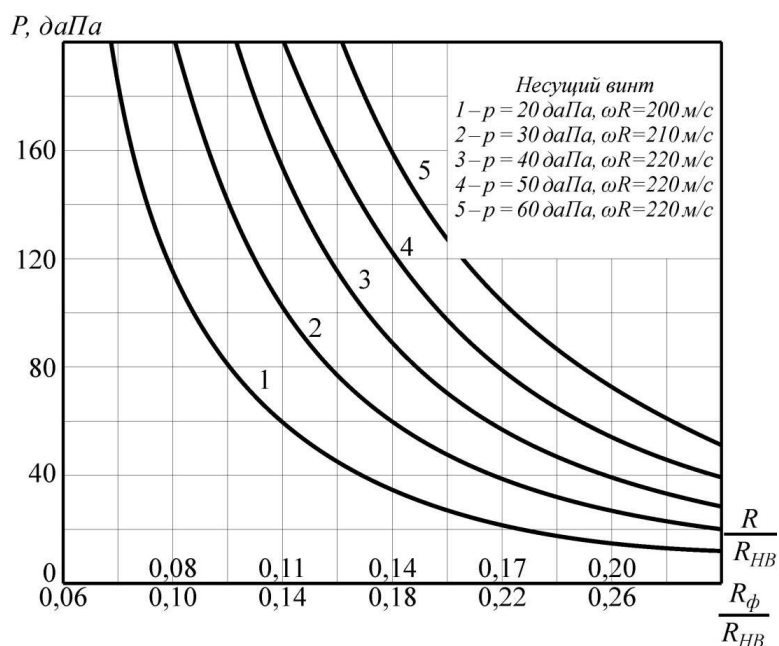


Рис. 8. График зависимости $P(\tilde{R}_\phi)$

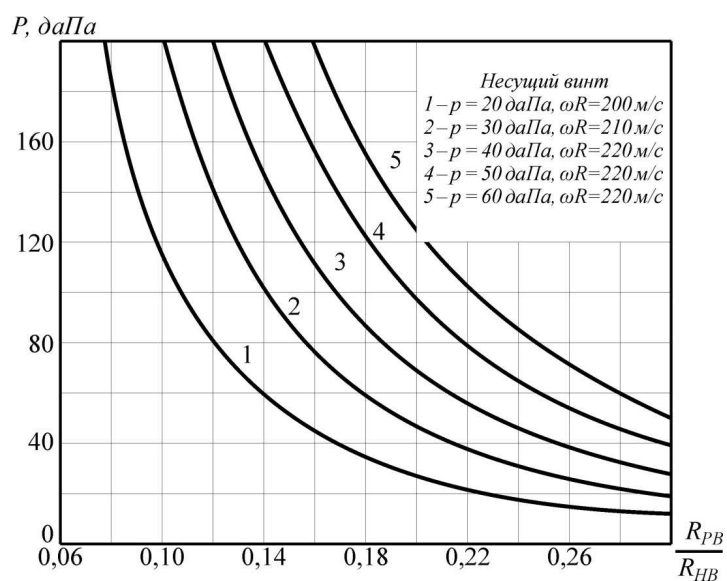


Рис. 9. График зависимости $P_{PB}(\tilde{R}_{PB})$

Сравнение фенестрона с рулевым винтом для вертолетов «Газель» и «Дофен»

По изложенной выше методике проведены расчетные оценки фенестронов французских вертолетов фирмы «Аэропасьяль», SA 341, «Газель» и SA 360 «Дофен».

Основные данные вертолетов в принятых обозначениях приводятся в таблице 1.

Таблица 1

Основные данные вертолетов «Газель» и «Дофен»

Вертолеты	m , кг	R_{HB} , м	$(\omega \cdot R)_{HB}$, м/с	P_{HB} , даПа	H_{cm} , м	R , м	\tilde{R}	$\omega \cdot R$, м/с	ξ_3
«Газель»	1700	5,25	208	19,22	3100	0,348	0,0661	210	1,3
«Дофен»	2800	5,75	210	25,62	2250	0,45	0,0782	221	1,3

Расчет потребной мощности на привод винта фенестрона произведем по приближенной формуле без учета потерь на управление и обдувку в условиях полета у земли ($H = 0$).

Полная потребная мощность вертолета «Газель» на режиме висения вне влияния земли на уровне моря при максимальной полетной массе $m = 1700$ кг составляет $N_{II} = 294$ кВт (400 л.с.). Коэффициент использования мощности $\xi \approx 0,85$. Относительный радиус фенестрона $\tilde{R}_\phi = 0,086$.

$$\bar{N}_\phi = \frac{N_\phi}{N_{HB}} = 0,124 = 12,4\%.$$

От полной мощности эти затраты составят $\sim 12,4 \cdot 0,85 = 10,5\%$, а мощность, идущая на привод винта фенестрона, будет $294 \cdot 10,5\% = 30,9$ кВт (42 л.с.).

Проведем сравнение с обычным рулевым винтом, который на этом вертолете имел диаметр 1,8м ($\tilde{R}_{PB} = R_{PB}/R_{HB} = 0,17$), а затрачиваемая мощность составляла около 22 кВт (30 л.с.).

Таким образом, на режиме висения затраты мощности идущие на фенестрон на 8,9 кВт (12 л.с.) выше, чем у обычного винта, что составляет 3% от полной потребной мощности. Зато в горизонтальном полете затраты мощности на фенестрон существенно меньше, чем на обычный рулевой винт. На рис. 10 приведено сравнение потребных мощностей для фенестрона и обычного рулевого винта в зависимости от скорости горизонтального полета. Как видим, на скоростях свыше 150 км/ч мощность, идущая на фенестрон, более чем в 2 раза меньше мощности обычного рулевого винта. Так, на скорости 250 км/ч этот выигрыш составляет 70% или 3,6% от полной мощности. Однако киль, установленный на фенестроне, создает боковую силу и, следовательно, испытывает дополнительное индуктивное сопротивление, в результате чего общий выигрыш составит $\sim 2\%$ от полной мощности вертолета.

Площадь и угол заклинения киля, установленного на фенестроне, должны выбираться из условия уравнивания реактивного крутящего момента несущего винта в режиме горизонтального полета с крейсерской скоростью.

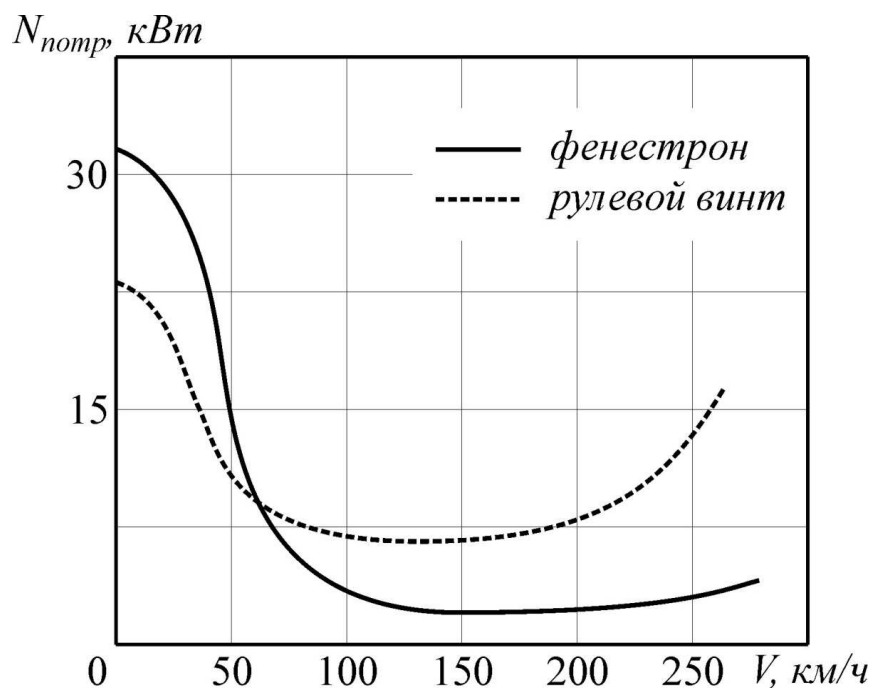


Рис. 10. Сравнение мощности рулевого винта и фенестрона для вертолета «Газель»

Аналогичным путем оценим потери мощности на фенестрон вертолета «Дофэн». Расчет ведется для тех же условий ($\tilde{R}_\phi = 0,102$):

$$\bar{N}_\phi = \frac{N_\phi}{N_{HB}} = 0,125.$$

От общей мощности затраты на фенестрон составят 10,6%, т.е. ту же величину, что и у вертолета «Газель». Однако переход на большие нагрузки несущего винта потребовал увеличения относительного радиуса винта фенестрона с 0,0662 до 0,0782 (таблица 2).

Тенденция увеличения относительных размеров винта с ростом удельной нагрузки на несущий винт наблюдается и у рулевых винтов обычной схемы.

Таким образом, с ростом полетной массы вертолета будут увеличиваться затраты мощности и размеры фенестрона, что ведет к утяжелению хвостовой балки и вертикального оперения. Вопрос о целесообразности замены рулевого винта фенестроном на вертолетах средней и большой грузоподъемности должен решаться на основе аэродинамического и весового анализа, а также обеспечения безопасности обслуживающего персонала и эксплуатационных факторов.

Расчет параметров предполагаемого фенестрона вертолета МСБ-2

Исходные данные для расчета фенестрона представлены в таблице 2.

Таблица 2

Исходные данные для расчета фенестрона

Параметр	Значение
Мощность на взлетном режиме на валу несущего винта (НВ)	$N_{HB} = 2 \times 465 \text{ л.с.} = 684 \text{ кВт}$
Мощность максимальной продолжительности	$N = 2 \times 370 \text{ л.с.} = 544 \text{ кВт}$
Мощность, приходящаяся на РВ	$N_{PB} = 60 \text{ л.с.} = 44 \text{ кВт}$
Максимальные обороты вала РВ	$n_{PB} = 1445 \text{ об/мин}$
Максимальное количество оборотов вала НВ	$n_{HB} = 247 \text{ об/мин}$
Максимальная скорость вращения вала НВ	$v_{HB} = 187 \text{ м/с}$
Взлетная масса	$m_{вз} = 3800 \text{ кг}$
Максимальная скорость	$V_{max} = 235 \text{ км/ч}$
Крейсерская скорость	$V_{кр} = 205 \text{ км/ч}$
Практический потолок	$H_{стат.} = 2300 \text{ м}$
Статический потолок	$H_{практ.} = 5000 \text{ м}$
Диаметр НВ	$D_{HB} = 14,5 \text{ м}$
Расстояние между осями НР и РВ	$l = 8,8 \text{ м}$
Количество лопастей НВ	$K_l = 3$
Ометаемая площадь НВ	$F_{ом} = \pi \cdot R_{HB}^2 = 165,05 \text{ м}^2$
Удельная нагрузка	$P = \frac{m \cdot g}{F_{ом}} = 225,6 \text{ Н/м}^2$
Радиус РВ	$R_{PB} = 1,35 \text{ м}$

Расчет на режиме висения

Исходными данными для расчета относительной силы тяги винта и качества фенестрона, кроме указанных, являются также принятые на основании рекомендаций и статистики:

$\bar{r}_k = 0,2$ – относительный радиус закругления входной кромки канала;

$\bar{r}_0 = \frac{r_0}{R} = 0,35$ – относительный радиус втулки винта;

$\alpha_{диф} = 12^\circ$ – угол раствора диффузора;

$\bar{H}_{Ц}$ – относительная высота центрального тела (втулка; редуктор);

β_{Π} – угол сужения центрального тела;

$$\lambda_{\phi} = \frac{2R_{\phi}}{H_{\phi}} = 3 \text{ – удлинение фенестрона;}$$

$\bar{\delta} = 0,01$ – величина относительного зазора между концами лопастей и стенкой канала.

Проведем расчет остальных параметров.

Относительная длина фенестрона. При этом предполагается, что центральный угол дуги окружности, образующей коллектор, равен 120° :

$$\bar{H}_{\phi} = \frac{2 \cdot (1 + 1,5 \cdot \bar{r}_k)}{\lambda_{\phi}} = 0,87.$$

Относительная длина переходного участка между коллектором и диффузором:

$$\bar{H}_{\Pi} = \frac{0,4 - \bar{r}_k}{0,6 \cdot \lambda_{\phi}} = 0,08.$$

Относительная длина диффузора:

$$\bar{H}_{\partial} = \bar{H}_{\phi} - \bar{r}_k - \bar{H}_{\Pi} = 0,59.$$

Относительная площадь сечения струи в плоскости вращения:

$$\bar{F}_1 = \frac{F_1}{\pi \cdot R^2} = 1 - \bar{r}_0^2 = 0,88.$$

Относительная площадь сечения струи в плоскости на выходе из диффузора при условии, что площадь центрального тела равна нулю (принимая $\bar{H}_u \leq \bar{H}_{\partial}$):

$$\bar{F}_2 = \frac{F_2}{\pi \cdot R^2} = \left(1 + \bar{H}_{\partial} \cdot \operatorname{tg} \frac{\alpha_{\partial}}{2} \right)^2 = (1 + 0,59 \cdot 0,11)^2 = 1,12.$$

Коэффициент расширения диффузора:

$$n = \frac{\bar{F}_2}{\bar{F}_1} = 1,27.$$

Соотношение скоростей в струе на выходе из фенестрона и в плоскости винта:

$$k_v = \frac{1}{n} = 0,79.$$

Коэффициент сопротивления коллектора [3]:

$$\xi_K = 0,287 - 10 \cdot \bar{r}_k + \sqrt{(0,287 - 10 \cdot \bar{r}_k)^2 + 0,426}.$$

При $\bar{r}_k = 0,2$: $\xi_k = 0,125$.

Коэффициент сопротивления диффузора с учетом коэффициента смягчения срыва:

$$\xi_\delta = 3,2 \left(\operatorname{tg} \frac{\alpha_\delta}{2} \right)^4 \cdot (1 - k_v)^2.$$

Тогда $\xi_\delta = 0,01$.

По графикам (рис. 3) находим коэффициент качество фенестрона $K_\phi = 0,935$.

Относительная сила тяги кольца при зазоре $\delta = 0,01$ между концами лопастей и стенкой канала [5]:

$$\bar{T}_\kappa = \varepsilon \cdot \frac{2 \cdot k_v - k_v^2 - \xi_k - \xi_\delta}{2 \cdot k_v} = 0,47.$$

Влияние зазора δ между винтом и кольцом определяется формулой:

$$\varepsilon = 1 - 12 \cdot \bar{\delta} + 100 \cdot \bar{\delta}^2.$$

Относительная сила тяги винта в кольце:

$$\bar{T}_B = 1 - \bar{T}_\kappa = 0,53$$

То есть на винт фенестрона приходится 53% тяги, а 47% – на кольцо.

По рекомендациям окружная скорость винта фенестрона:

$$(\omega \cdot R)_\phi = 220 \dots 230 \text{ м/с.}$$

Примем для МСБ-2:

$$(\omega \cdot R)_\phi = 220 \text{ м/с.}$$

Примем также среднее значение C_y на винте фенестрона:

$$C_{y0,7} = 0,7.$$

Для получения удовлетворительных данных по потребляемой мощности целесообразно провести несколько расчетов с разными радиусами фенестрона, а также желательно менять и другие параметры.

В качестве предварительного варианта **примем радиус винта фенестрона:**

$$R = 0,52 \text{ м.}$$

Характерный радиус фенестрона:

$$R_\phi = R \cdot (1 + 1,5 \cdot \bar{r}_k) = 0,67 \text{ м.}$$

Относительные радиусы винта \tilde{R} , \tilde{R}_ϕ :

$$\tilde{R} = \frac{R}{R_{HB}} = 0,0717, \quad \tilde{R}_\phi = \frac{R_\phi}{R_{HB}} = 0,0924.$$

Значение мощности на привод винта фенестрона при работе на висении рассчитанное по формуле (5) при двух значениях КПД винта фенестрона:

$$N_{\phi} = 89 \text{ кВт } (\eta_{\phi} = 0,8);$$

$$N_{\phi} = 79 \text{ кВт } (\eta_{\phi} = 0,9).$$

Мощность, идущая на рулевой винт при работе вертолета на висении, определенная по формуле (7):

$$N_{PB} = 46 \text{ кВт}.$$

При вращении PB, когда струя совпадает с направлением вращения, что имеет место для МСБ-2, необходимо принять $x_{PB} \approx 1,1$.

Полученная по расчету мощность для варианта с рулевым винтом незначительно больше чем паспортная, т. к. некоторые параметры могут быть разными в расчете и на реальном рулевом винте.

Мощность, идущая на вращение фенестрона, существенно больше мощности, идущей на привод рулевого винта.

Проведем расчет фенестрона с другими данными.

Принимаем относительные размеры в этом варианте такими, как и в первом, но изменим радиус винта фенестрона.

Принимаем $R = 0,65$ м.

Характерный радиус фенестрона:

$$R_{\phi} = R \cdot (1 + 1,5 \cdot \bar{r}_k) = 0,845 \text{ м}.$$

Тогда относительные радиусы винта фенестрона:

$$\tilde{R} = \frac{R}{R_{HB}} = 0,0897, \quad \tilde{R}_{\phi} = \frac{R_{\phi}}{R_{HB}} = 0,117.$$

Определим мощность на привод винта фенестрона при работе на режиме висения по формуле (7) при двух относительных КПД фенестрона:

$$N_{\phi} = 70,8 \text{ кВт } (\eta_{\phi} = 0,8);$$

$$N_{\phi} = 62,9 \text{ кВт } (\eta_{\phi} = 0,9).$$

Результаты расчетов показывают, что фенестрон потребляет на режиме висения существенно большую мощность, чем обычный рулевой винт.

Следует отметить, что расчеты для фенестрона и рулевого винта проведены по аналогичным методикам; это позволяет считать, что погрешность в том и другом случае одинакова и меняет параметры в одну сторону.

Расчет параметров фенестрона для горизонтального полета вертолета МСБ-2

Верхняя часть фенестрона имеет неуправляемый киль. Профиль киля несимметричный и имеет угол заклинения.

Аэродинамический угол атаки, учитывающий кривизну профиля и угол заклинения, примем $\bar{\alpha}_a = 7^{\circ}$.

Производная коэффициента боковой силы профиля с учетом коэффициента торможения k :

$$k \cdot C_z^\alpha = 4.$$

Тогда можем определить средний коэффициент боковой силы:

$$C_z = k \cdot C_z^\alpha (\alpha - \alpha_0);$$

$$(\alpha - \alpha_0) = \alpha_a;$$

$$C_z = 4 \cdot \frac{7}{57,3} = 0,49.$$

Площадь гипотетического кия примем на основе статистики:

$$S_{кл} = 1,03 \text{ м}^2.$$

Отношение площади кия к ометаемой площади НВ $\bar{S}_{кл} = 0,00624$.

Боковая сила кия на крейсерском режиме, направленная влево по полету, составляет:

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho \cdot V_{кр}^2}{2} \cdot S_{кл} = 998 \text{ Н};$$

$$V_{кр} = 205 \text{ км/ч}.$$

Соппротивление кия, вызванное боковой силой, можно оценить, принимая качество для кия по статистике:

$$Q = \frac{Z}{K} = 166 \text{ Н (качество } K = 6).$$

Погрешность приведенного расчета незначительная, т. к. при угле атаки α_a срыв не возникает. Поэтому качество достаточно значительное, не ниже 6.

Момент от кия относительно оси НВ на плече $l = 8,25 \text{ м}$:

$$M_{кл} = Z \cdot l = 8233 \text{ Н·м}.$$

Плечо l определяется положением центра давления кия.

Реактивный момент на крейсерском режиме компенсируется моментом от кия и моментом от фенестрона.

Тяга и момент от фенестрона могут быть определены, если известна мощность, идущая на фенестрон. Т. к. мощность неизвестна, то задача может быть решена методом последовательных приближений.

1 приближение. Считаем что необходимая мощность фенестрона на крейсерском режиме $N_\phi = 15 \text{ кВт}$.

Тогда мощность, идущая на несущий винт:

$$N_{HB} = 544 - 15 - 40 = 489 \text{ кВт}.$$

В расчете принято, что суммарная мощность потребителей кроме фенестрона равна 40 кВт.

Тогда реактивный момент на НВ составляет:

$$M_p = \frac{N_{HB}}{\omega_{HB}} = 18953 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Учитывая, что киль создает момент $M_{кл} = 8233 \text{ Н}\cdot\text{м}$, получаем момент, который должен создать фенестрон:

$$M_\phi = M_p - M_{кл} = 10720 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Необходимая тяга на фенестроне находится из условия:

$$T_\phi = \frac{M_\phi}{l_\phi}.$$

Принимая по компоновочному чертежу $l_\phi = 7,9 \text{ м}$, имеем:

$$T_\phi = 1357 \text{ Н}.$$

Значение тяги позволяет определить мощность фенестрона. Условия работы фенестрона по кинематическим особенностям на горизонтальном режиме полета вследствие влияния кольца мало отличается от осевого режима.

Это дает основание использовать формулу Жуковского-Вельнера:

$$T_\phi = K_\phi \cdot \left(\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_\phi \cdot \eta_{0\phi} \cdot N_\phi} \right)^{2/3}.$$

Тогда:

$$N_\phi = \left(\frac{T_\phi}{K_\phi} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_\phi \cdot \eta_{0\phi}}} = 26,7 \text{ кВт}.$$

В данном случае $K_\phi = 1$, что компенсирует увеличение тяги винта и кольца при косом обтекании.

II приближение. Принимаем мощность фенестрона $N_{\phi 2} = 25 \text{ кВт}$.

Мощность на НВ:

$$N_{HB2} = 544 - 25 - 40 = 479 \text{ кВт}.$$

Реактивный момент на НВ в этом случае:

$$M_{p2} = \frac{N_{HB2}}{\omega_{HB}} = 18566 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Момент от фенестрона:

$$M_{\phi 2} = M_{p2} - M_{кл} = 10332 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Тяга:

$$T_{\phi} = \frac{M_{\phi}}{l_{\phi}} = 1308 \text{ Н.}$$

Тогда мощность, необходимая для фенестрона:

$$N_{\phi 2} = \frac{\frac{2}{T_{\phi 2}^3}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_{\phi} \cdot \eta_{0\phi}}} = 25,3 \text{ кВт.}$$

Практически $N_{\phi 2}$ совпадает с принятым значением мощности во втором приближении

Расчет рулевого винта на крейсерском режиме полета

Мощность рулевого винта на крейсерском режиме нельзя определить по формуле Жуковского, т. к. нет симметричного осевого течения.

В соответствии с теорией косоугольного обтекания винта примем, что полная мощность винта складывается из затрат на создание тяги (индуктивных) N_i и профильных затрат – затрат на вращение рулевого винта N_p .

Каждая мощность записывается через свой коэффициент, например [6]:

$$N_i = m_i \cdot \frac{\rho \cdot V^3}{2} \cdot F_{PB};$$

$$N_{PB} = N_i + N_p.$$

Коэффициент индуктивной мощности определяется так [6]:

$$m_i = \frac{J_V}{\chi} \cdot C_T \cdot \bar{v}_1;$$

$$C_T = \frac{T_{PB}}{\rho \cdot \frac{(\omega \cdot R)_{PB}^2}{2} \cdot F_{PB}},$$

где $T_{PB} = 2132 \text{ Н}$, $(\omega \cdot R)_{PB} = 151 \cdot 1,35 = 204 \text{ м/с}$, $F_{PB} = \pi \cdot R_{PB}^2 = 5,72 \text{ м}^2$
 J_V – коэффициент индуктивных потерь РВ. Согласно [3] $J_V = 1,04$;
 χ – коэффициент, учитывающий перетекание, $\chi = 0,94$.

Тяга рулевого винта может быть определена через крутящий момент:

$$M_p = \frac{N_{HB}}{\omega_{HB}},$$

где $N_{HB} = 544 - 40 - N_{PB}$.

Примем $N_{PB} = 20 \text{ кВт}$. Тогда:

$$N_{HB} = 484 \text{ кВт}; M_p = 18760 \text{ Н·м.}$$

Тяга на рулевом винте:

$$T_{PB} = \frac{M_P}{l_{PB}},$$

где $l_{PB} = 8,8$ м.

$l_{PB} > l_\phi$ по условиям компоновки.

Тогда:

$$\begin{aligned} T_{PB} &= 2132 \text{ Н;} \\ C_T &= 0,0147. \end{aligned}$$

Коэффициент режима РВ:

$$\mu_{PB} = \frac{57}{204} = 0,28.$$

Индуктивная скорость:

$$\bar{V}_1 = \frac{C_T}{4 \cdot x \cdot \mu} = 0,014; V_1 = 2,9 \text{ м/с.}$$

Коэффициент индуктивной мощности:

$$m_i = \frac{1,04}{0,94} \cdot 0,0147 \cdot 0,014 = 0,00023.$$

Индуктивная мощность:

$$N_i = 6,8 \text{ кВт.}$$

Коэффициент профильной мощности:

$$m_p = \frac{1}{4} \cdot \sigma_7 \cdot C_{xp7} \cdot k_p \cdot (1 + 5 \cdot \mu^2);$$

$$\sigma_7 = 0,104; C_{xp7} = 0,011; k_p = 1;$$

$$N_p = 0,0004 \cdot 29,6 \cdot 10^6 = 11,8 \text{ кВт.}$$

Суммарная мощность на вращение рулевого винта

$$N_{PB} = 6,8 + 11,8 = 18,6 \text{ кВт.}$$

Сравнения затрат мощности на рулевой винт и фенестрон приведены в таблице 3

Таблица 3

Сравнения затрат мощности на рулевой винт и фенестрон для вертолета МСБ-2

	Режим висения, $N, кВт$	Крейсерский режим, $N, кВт$
Фенестрон	62,9; 70,8	25,3
Рулевой винт	46	18,6

Схема вертолета МСБ-2 с фенестроном представлена на рис. 11. Пунктирной линией показан рулевой винт вертолета Ми-2.

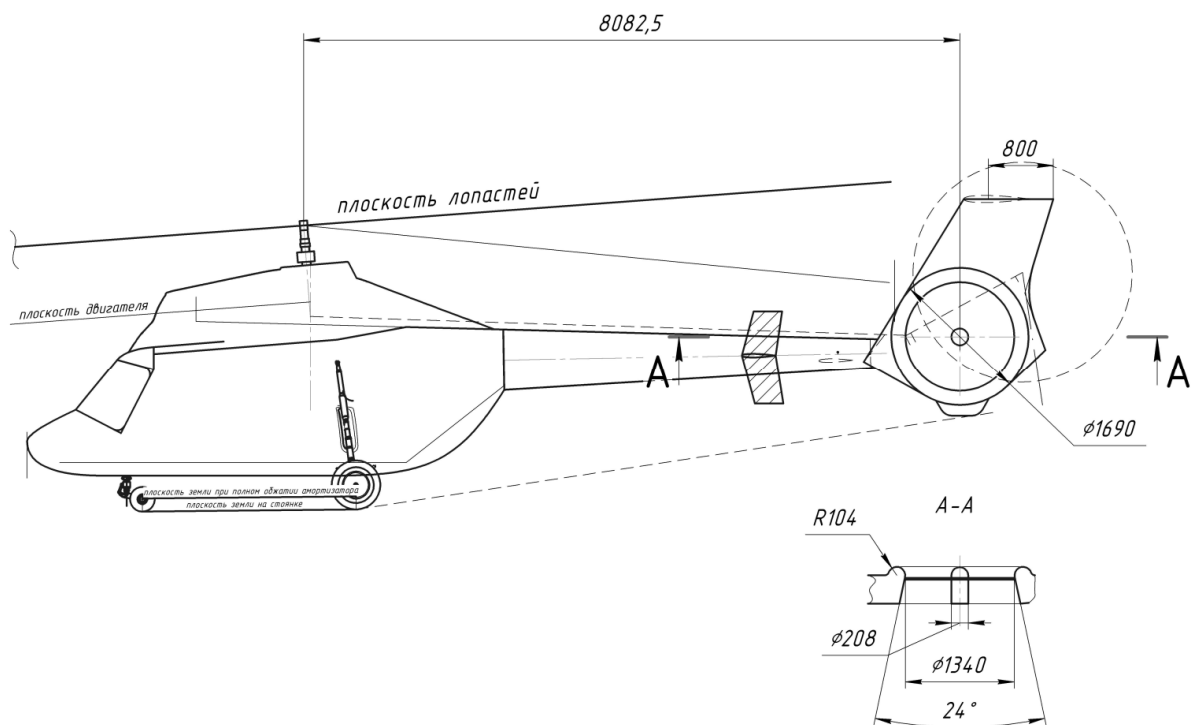


Рис. 11. Схема вертолета МСБ-2 с фенестроном

Представленная схема вертолета МСБ-2 фенестроном основана на имеющихся данных расчетов и характеристиках вертолета МСБ-2. Определение окончательных характеристик такой системы, в том числе и геометрических, требуют дальнейших анализов и проработки конструктивно-силовой и объемно-массовой компоновки.

Выводы

1. В расчетах принималось, что сопротивление центральной части фенестрона с килем эквивалентно сопротивлению концевой балки и рулевого винта МСБ-2. Обосновано ответить на этот вопрос можно после проведения экспериментальных исследований корпуса вертолета с учетом влияния винтов.

2. Мощностные и весовые характеристики рулевого винта МСБ-2 можно улучшить на 10...12 %, если изменить направление вращения рулевого винта, что потребует конструктивного изменения в трансмиссии и в конструкции рулевого винта.

3. Характеристики фенестрона и рулевого винта получены на основе методик, применяемых в расчетной практике.

4. Мощность на привод фенестрона на режиме висения больше мощности рулевого винта на 40%. Действительное значение КПД фенестрона можно определить только после конструктивной проработки фенестрона.

5. На крейсерском режиме полета мощность фенестрона практически приближается к мощности рулевого винта.

6. По компоновочным соображениям расстояния между осями НВ и фенестрона существенно меньше, чем для рулевого винта ($l_{\Phi} = 7,9$ м,

$l_{PB} = 8,8$ м). Фенестрон на большем плече был бы эффективнее рулевого винта.

7. Уменьшение длины хвостовой балки, безусловно, приводит к лучшим массовым характеристикам варианта с фенестроном.

8. Мощностные характеристики фенестрона можно улучшить за счет увеличения площади кия и угла его заклинения.

Список литературы

1. Rene Mouitte. The “Fenestron” Shrouded Tail Rotor of the SA341 Gabelle [Текст] / Mouitte Rene // Journal of the American Helicopter Society №4, 1970.

2. Clark D. R. Aerodynamics design rationale for the fan-in-fin on the S-67 helicopter [Текст] / D. R. Clark // American Helicopter Society Print №4, 1975.

3. Шайдаков В. И. Аэродинамическое проектирование фенестрона [Текст] / В. И. Шайдаков, О. А. Завалов. – М. : МАИ, 1980 г. – 78 с.

4. Аникин, В. А. Расчет характеристик циркуляционного течения у хвостовой балки вертолета [Текст] / В. А. Аникин, А. П. Ревякин // Труды научных чтений посвященных памяти академика Б. Н. Юрьева, 12-14 ноября 1984г., М. – 1986 г.

5. Вертолет МСБ-2. Краткое техническое описание [Текст]. – Запорожье : МОТОР-СИЧ, 2018. – 176 с.

6. Джоган, О. М. Новые системы управления вертолетами [Электронный ресурс] / О. М. Джоган. – Режим доступа : http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/499/st3_499.html – 13.03.2019

References

1. Rene Mouitte. The “Fenestron” Shrouded Tail Rotor of the SA341 Gabelle [Текст] / Mouitte Rene // Journal of the American Helicopter Society №4, 1970.

2. Clark D. R. Aerodynamics design rationale for the fan-in-fin on the S-67 helicopter [Текст] / D. R. Clark // American Helicopter Society Print №4, 1975.

3. Shajdakov V. I. Aerodinamicheskoe proektirovanie fenestrona [Tekst] / V. I. Shajdakov, O. A. Zavalov. – M. : MAI, 1980 g. – 78 p.

4. Anikin, V. A. Raschet harakteristik cirkuljacionnogo techenija u hvostovoj balki vertoleta [Aerodynamic design of fenestron] / V. A. Anikin, A. P. Revjakin // Proceedings of scientific readings dedicated to the memory of Academician B. N. Yuryev, November 12-14, 1984, M. – 1986.

5. Vertolet MSB-2. Kratkoe tehlichesкое opisanie [Helicopter MSB-2. Brief technical description]. – Zaporozh'e : MOTOR-SICH, 2018. – 176 p.

6. Dzhogan, O. M. Novye sistemy upravlenija vertoletami [New helicopter control systems] / O. M. Dzhogan. – Access mode: http://www.aviajournal.com/arhiv/1999/499/st3_499.html – 13.03.2019

Поступила в редакцию 22.04.2019, рассмотрена на редколлегии 24.04.2019

Аналіз можливості модернізації легкого одногвинтового вертольота шляхом заміни рульового гвинта фенестроном

Розглянуто можливість заміни рульового гвинта вертольота на фенестрон. Застосування фенестрона замість рульового гвинта веде також до спрощення конструкції ряду агрегатів. Діаметр гвинта фенестрон істотно менше діаметра звичайного рульового гвинта і захищений огороженням у вигляді жорсткого кільця. У зв'язку з цим немає необхідності в зламі хвостової балки для створення, необхідного умовами посадки, відстані між кінцями лопатей звичайного рульового гвинта і поверхнею землі. Це виключає установку проміжного редуктора. Бічна сила фенестрона на відміну від рульового гвинта проходить практично перпендикулярно поздовжньої головної осі інерції вертольота і не скручує хвостову балку, а також не створює момент крену на осьових режимах.

Однак у фенестрона є і недоліки. Система приводу і управління гвинта в кільці складніше в порівнянні з рульовим гвинтом. Витрати потужності для фенестрона на режимі висіння і осьового переміщення більше, ніж для рульового гвинта. Це пояснюється меншим діаметром гвинта в кільці, що знижує відносний ККД. На режимах косоного обтікання з ростом швидкості переваги фенестрона разом з кілем, які мають початковий кут установки, більш значні, ніж звичайного рульового гвинта. Так як горизонтальний політ для вертольотів є основним режимом, то в цілому витрати потужності для фенестрон менше в порівнянні з рульовим гвинтом.

Розрахунки фенестрона легкого одногвинтового вертольота злітною масою 3800 кг показали, що потужність на привід фенестрона на режимі висіння більше потужності рульового гвинта на 20%.

Підвищити ефективність фенестрона на режимі висіння можна, збільшивши радіус гвинта фенестрона, плече фенестрона щодо центра ваги вертольота, а також підвищивши окружну швидкість гвинта фенестрона.

Таким чином, застосування фенестрона замість рульового гвинта покращує характеристики вертольота і підвищує його ефективність. Але на режимі висіння буде потрібно велика потужність. Таке збільшення потужності на режимі висіння спостерігається у існуючих вертольотів з фенестроном.

Ключові слова: вертоліт, хвостова балка, фенестрон, рульовий гвинт.

Analysis of the possibility of upgrading a light single-rotor helicopter by replacing the tail rotor with a fenestron

Possibility of replacement of steering screw of helicopter is considered on fenestron. Application of fenestron instead of steering screw conduces also to simplification of construction of row of aggregates. Diameter of screw of fenestron substantially less diameter of ordinary steering screw and protected by a protection as a hard ring. In this connection there is not a necessity for the fracture of tail beam for the creation required by landing terms, distance between the ends of blades of ordinary steering screw and by a terrene. It eliminates setting of intermediate reducing gear. Lateral force of fenestron unlike a steering screw passes practically athwart to the longitudinal main axis of inertia of helicopter and does not twist up a tail beam, and also does not create a tipping moment on the axial modes.

However fenestron have defects. System of drive and management of screw in a ring more difficult as compared to steering spirally. Expenses of power for fenestron on the mode of hanging and axial moving more than for a steering screw. It is explained by the less diameter of screw in a ring, that reduces relative КПД. On the modes of the slanting flowing around with the height of speed of advantage of fenestron together with a keel, having an initial corner options more considerable, than ordinary steering screw. Because horizontal flight for helicopters is the basic mode, then on the whole there is a less than expense of power for fenestron as compared to steering spirally.

Calculations of fenestron of easy single-rotor helicopter 3800 kg showed flight mass, that power on the drive of fenestron on the mode of hanging more power of steering screw is on 20%.

Promoting efficiency of fenestron on the mode of hanging is possible, increasing the radius of screw of fenestron, shoulder of fenestron in relation to the centre of gravity of helicopter, and also promoting circuitous speed of screw of fenestron.

Thus, application of fenestron instead of steering screw improves descriptions of helicopter and promotes his efficiency. But on the mode of hanging large power will be required. Such increase of power on the mode of hanging is observed at existent helicopters with fenestron.

Keywords: helicopter, tail beam, фенестрон, steering screw.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – доктор технических наук, профессор, зав. каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: agrebenikov@khai.edu

Урбанович Владимир Антонович - доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. e-mail: urb_vl@ukr.net.

Малков Игорь Владиславович – доктор технических наук, профессор, профессор каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: i.malkov@khai.edu.

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, профессор ХАИ, профессор каф. 203 «Конструкция авиационных двигателей» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. chigrin_vs@ukr.net ORCID 0000-0001-7500-336X.

Грайворонский Виктор Андреевич – канд. тех. наук, доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт».

Гуменный Андрей Михайлович – канд. тех. наук, доцент каф. 103 «Проектирование самолетов и вертолетов» Национального аэрокосмического университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. e-mail: a.gumenny@khai.edu ORCID 0000-0003-1020-6304.

Лоленко Андрей Васильевич – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Кривобок Александр Иванович – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Высочанская Юлия Юрьевна – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина. y.vysochanskaya@khai.edu ORCID 0000-0002-2659-5669.

Соболев Александр Александрович – ассистент кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина. o.soboliev@khai.edu ORCID 0000-0002-2151-003X.

Москаленко Николай Иванович – главный конструктор, начальник управления по разработке и модификации вертолетной техники ОКБ «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

Пирогов Леонид Алексеевич – заместитель генерального конструктора АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина.

Вендин Алексей Александрович – ведущий инженер Учебного центра CAD/CAM/CAE кафедры №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина. o.vendyn@khai.edu ORCID 0000-0002-7784-5998.