

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735:533

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ПОВОРОТНОГО РУЛЕВОГО УСТРОЙСТВА И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ НА ВИНТОКРЫЛЕ ОДНОВИНТОВОЙ СХЕМЫ

Панасюченко П.С.* , Аргамонов Б.Л.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: 4-e-v-e-r@mail.ru*

*** e-mail: k102@mai.ru*

Переход от вертолётa к винтокрылу позволяет увеличить крейсерскую скорость полёта аппарата путём установки крыла и пропульсивного движителя, однако при этом ухудшаются другие важные характеристики, в первую очередь статический потолок. Авторами проанализированы возможные схемы выполнения пропульсивного движителя и рассчитаны лётно-технические характеристики винтокрыла.

Ключевые слова: скоростной вертолёт, поворотный рулевой винт, пропульсивный движитель, максимальная крейсерская скорость.

Известно, что для увеличения скоростей полёта вертолётa необходимо разгружать несущий винт как по подъёмной силе (путём установки крыла), так и по пропульсивной (путём установки дополнительных движителей). Рассмотрим возможные схемы исполнения пропульсивного движителя на винтокрыле.

В 1960 году вертолётостроительная компания США — Piasecki Aircraft в инициативном порядке начала программу Pathfinder [1]. Аппарат был выполнен по одновинтовой схеме с крылом и толкающим винтом в кольцевом канале с управляемыми поверхностями на выходе (рис. 1). Путевое управление и парирование крутящего момента от

несущего винта обеспечивалось отклонением воздушного потока маршевого винта. В процессе испытаний и доводки винтокрыла была достигнута максимальная скорость горизонтального полёта 361 км/ч, хорошая управляемость и манёвренность как на высоких, так и на низких скоростях полёта.

Дальнейшим развитием данной концепции стал аппарат X-49A Speedhawk [1]. На этом винтокрыле для отклонения воздушного потока маршевого винта применили более эффективную составную полусферу, которая на малых скоростях и висении разворачивалась на 90°, создавая боковую силу, а на больших скоростях горизонтального полёта вписывалась в контур кожуха (рис. 2). Винтокрыл X-49A



Рис. 1. Винтокрыл Piasecki Pathfinder



Рис. 2. Винтокрыл Piasecki X-49A SpeedHawk

SpeedHawk в ходе проведенных испытаний продемонстрировал увеличение скорости на 47%, а также вдвое меньший уровень вибраций. Однако в такой схеме на режиме висения из-за неполного поворота потока существует пропульсивная составляющая тяги, ухудшающая лётно-технические характеристики аппарата и затрудняющая его балансировку.

Другой перспективной схемой винтокрыла является применение поворотного рулевого винта. Такое устройство исследовалось фирмой Sikorsky для применения на винтокрыле S-66 [2]. Поворотный винт на скоростях до 110 км/ч работал как рулевой, создавая боковую силу, а на больших скоростях поворачивался на угол до 90° и работал как толкающий, создавая пропульсивную силу. При этом реактивный момент от несущего винта компенсировался килём. Для испытаний поворотного рулево-

го винта использовался вертолёт S-61 (рис. 3) [2]. В данной схеме, в отличие от устройства отклонения тяги винта в кольце, нет составляющей пропульсивной силы на режиме висения. Однако для оптимальной работы такого винта как на режиме горизонтального полёта, так и на режиме висения требуется разная крутка его лопастей.

В случае применения в качестве винта с круткой лопастей рулевого необходимо проанализировать его работу на режиме висения с различным боковым ветром. Воспользуемся результатами моделирования влияния крутки рулевого винта вертолёта Ми-24 на потребляемую мощность при висении с различным боковым ветром, выполненными на пилотажном стенде АО «МВЗ им. М.Л. Миля». Стенд предназначен для решения задач динамики вертолёта на установившихся и переходных режимах полета [3, 4]. Моделировалось висение верто-



Рис. 3. Поворотный рулевой винт на вертолёте Sikorsky S-61

лёта с полётной массой 11200 кг на барометрической высоте 500 м в условиях МСА. Результаты исследования представлены на рис. 4.

Из графика видно, что для висения вертолёта при боковом ветре слева требуются большие затраты мощности на привод рулевого винта, чем при вет-

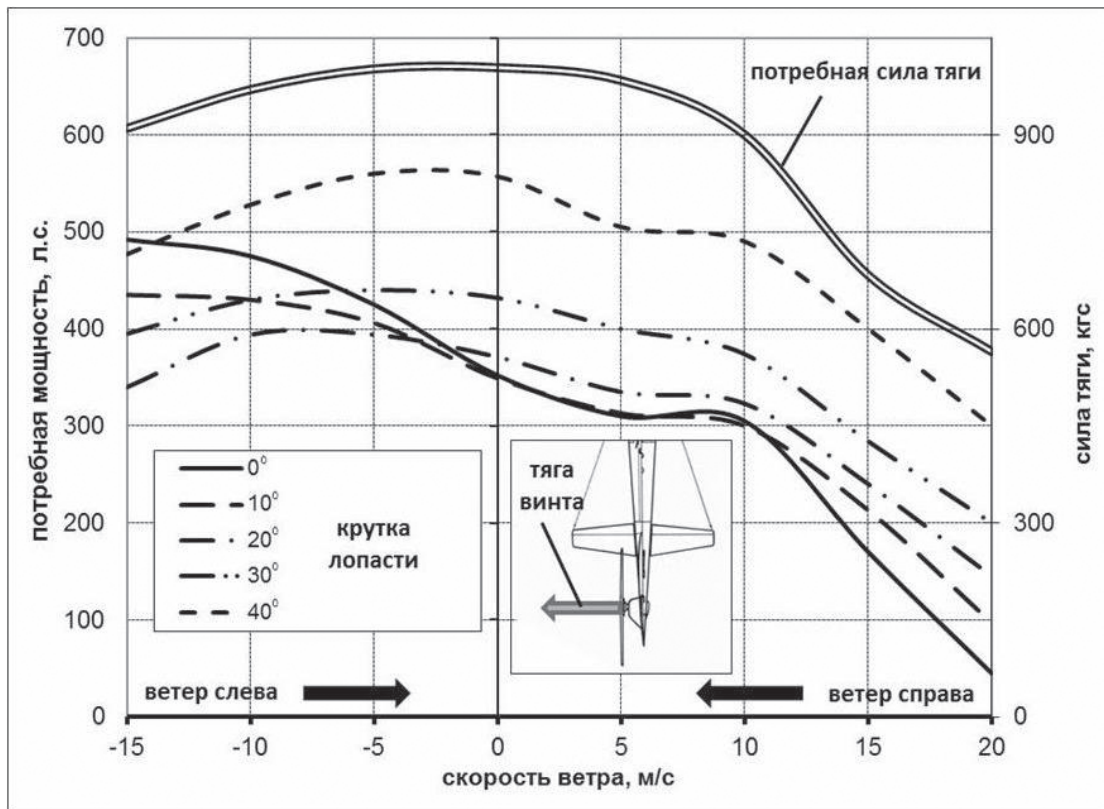


Рис. 4. Влияние бокового ветра на потребную силу тяги и мощность рулевого винта с различной кривкой лопастей на висении

ре справа. Крутка лопастей рулевого винта до 30° уменьшает затраты мощности на его привод на режиме висения с ветром слева, а увеличение потребляемой мощности на висении с ветром справа не является критичным. При крутке лопастей более 30° потребная мощность значительно увеличивается.

Рассмотрим в качестве примера винтокрыл массой 11500 кг с крейсерской мощностью силовой установки 2×2000 л.с., крылом площадью 15 м^2 (рис. 5). В работе [5] показано, что такой аппарат на высоте 3000 м может достичь крейсерской скорости 385 км/ч. При этом маршевый винт диаметром 3,2 м должен иметь полётный КПД не менее 0,82 и на него должна подаваться мощность 2500 л.с.

Для выбора оптимального заполнения маршевого винта выполнен расчёт его полётного КПД на

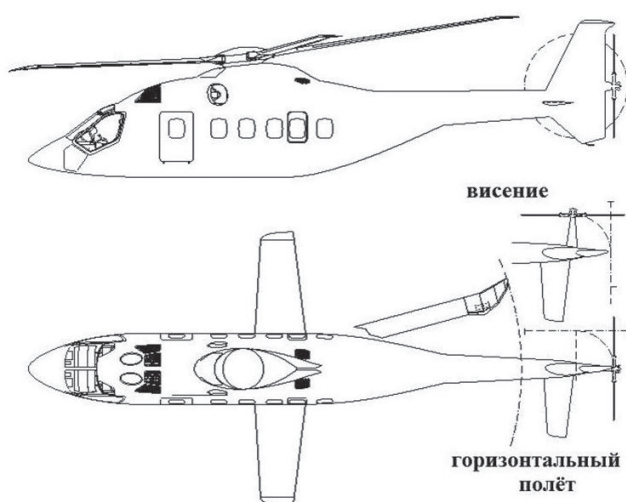


Рис. 5. Общий вид прорабатываемого аппарата

крейсерской скорости при нескольких значениях крутки лопастей (рис. 6). Из графика видно, что для винта с круткой до 30° оптимальным является коэффициент заполнения, равный 0,157.

Для выбранного заполнения проведём расчёт относительного КПД на висении в зависимости от величины крутки лопастей (рис. 7). Для горизонтального полёта оптимальной является крутка 30° и более, но при этом значительно ухудшаются характеристики винта на режиме висения. С учетом того, что у винтокрыла наиболее продолжительным является режим крейсерского полёта, для поворотного винта рассматриваемого винтокрыла была выбрана крутка 30° . При этом полётный КПД винта на крейсерской скорости будет равен 0,82, а относительный КПД на висении — 0,56.

Наиболее нагруженным режимом работы рулевого винта является режим висения на статическом потолке, который для рассматриваемого винтокрыла составляет 3500 м. На рис. 8 представлены результаты расчёта тяги выбранного винта в зависимости от углов установки его лопастей. Поскольку сила тяги рулевого винта, потребная для компенсации реактивного момента, составляет 1125 кгс (пунктирная линия на рис. 8), у винта имеется запас по тяге более 10 %, что позволяет обеспечить путевое управление винтокрыла на данном режиме.

В таблице представлены сравнительные характеристики винтокрыла с поворотным рулевым устройством и вертолёта-аналога одновинтовой схемы, имеющих одинаковую силовую установку. Масса винтокрыла в силу наличия крыла и дополнительного механизма поворота маршевого винта

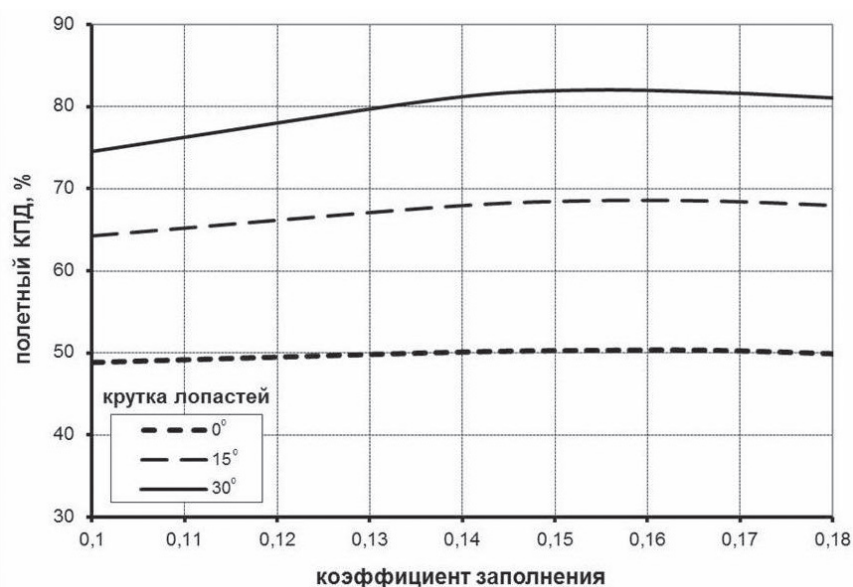


Рис. 6. Зависимость полётного КПД винта от коэффициента заполнения и крутки на крейсерской скорости полёта (385 км/ч)

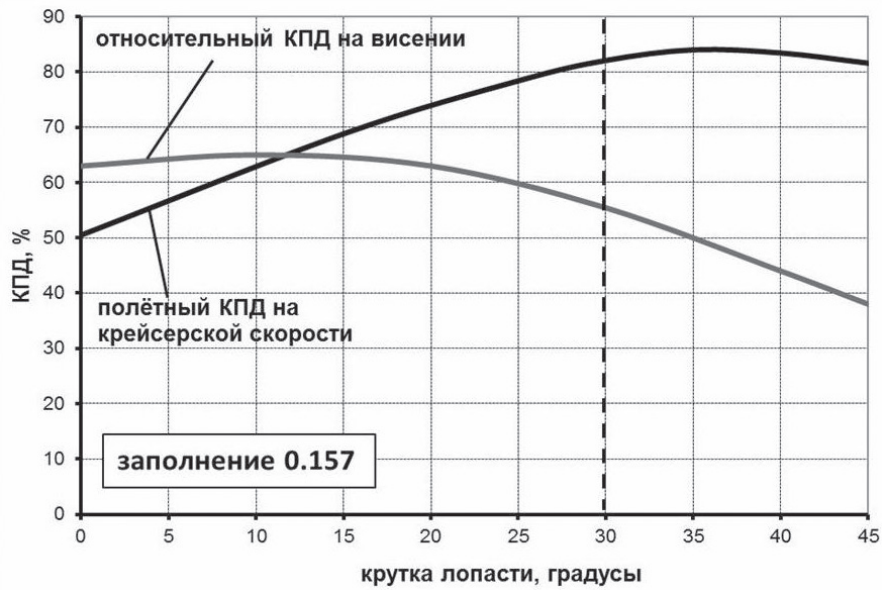


Рис. 7. Зависимость КПД поворотного винта от его крутки на режимах висения и крейсерского полёта

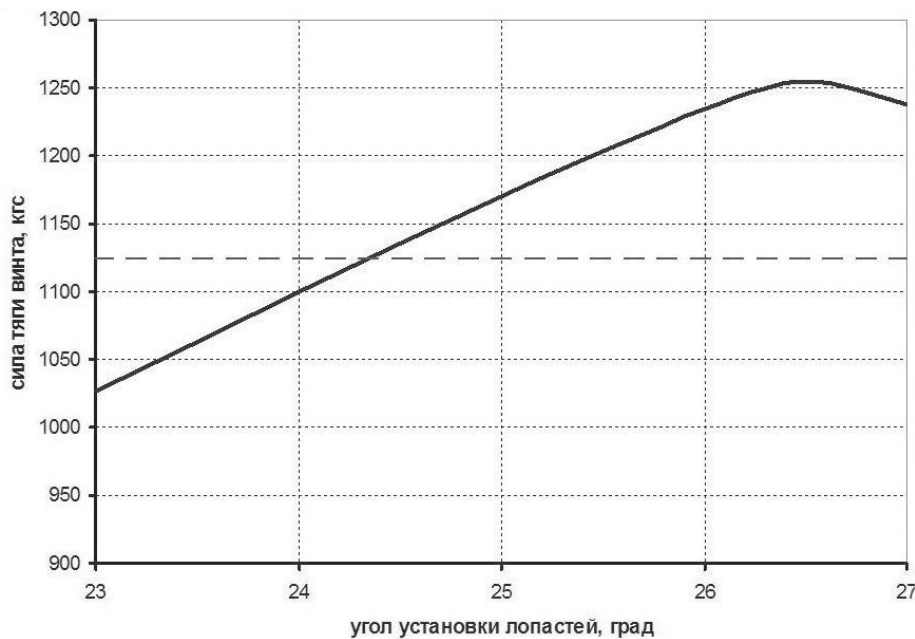


Рис. 8. Зависимость силы тяги поворотного винта от углов установки лопастей на режиме висения на высоте 3500 м в условиях МСА

Характеристики	Вертолёт	Винтокрыл
Полётная масса, кг	11 500	11 900
Мощность двигателей, л.с.	2 x 2500	2 x 2500
Крейсерская скорость, км/ч	340	385
Дальность полёта, км	700	800
Статический потолок, м	4200	3500

оказывается больше массы вертолёта на 400 кг. Расчёты показывают, что винтокрыл даже при меньшем значении статического потолка (из-за большей массы, потерь тяги винта на обдувку крыла

и больших затрат мощности на привод поворотного винта) имеет на 15% большую крейсерскую скорость и дальность полёта. Как показано в работе [5], винтокрыл способен развивать данную крейсерскую скорость и при увеличенной полётной массе до 13000 кг.

На рис. 9 представлен аэродинамический паспорт винтокрыла в сравнении с паспортом вертолёта-аналога. На паспорте обозначены максимальная скорость $V_{\text{макс}}$, а также минимальная скорость переходного режима $V_{\text{пер}}$, при которой реактивный момент от несущего винта может быть скомпенсирован килём, а рулевой винт переведён в положение маршевого. Расчёты показывают, что для дос-

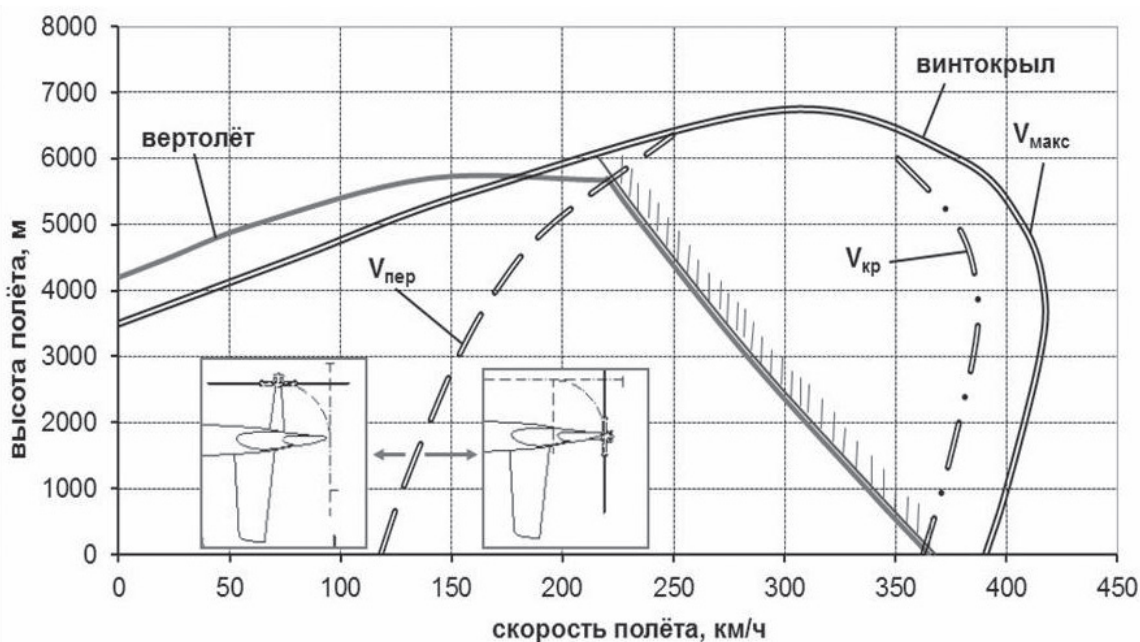


Рис. 9. Аэродинамический паспорт винтокрыла и вертолёта-аналога

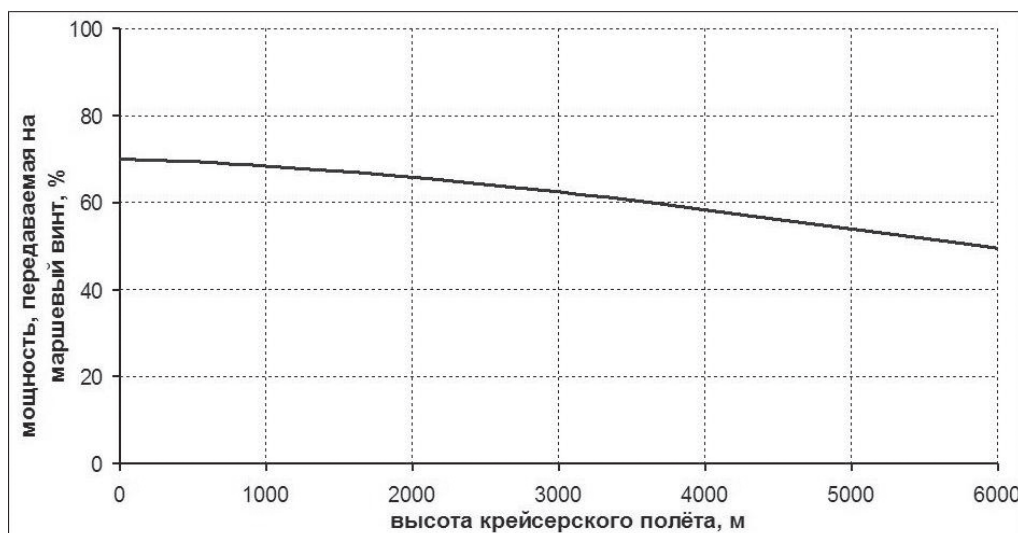


Рис. 10. Мощность, передаваемая на маршевый винт в крейсерском полёте

тижения наибольшей скорости крейсерского полёта $V_{кр}$ необходимо оптимальное перераспределение мощности между несущим и маршевым винтами. Доля мощности, которую, по данным [5], рационально передавать на маршевый винт в зависимости от высоты полёта, представлена на рис. 10. Как видим, мощность изменяется в диапазоне от 50% до 70%.

Выводы

Применение поворотного рулевого устройства является перспективным решением для увеличения крейсерской скорости и дальности полёта винтокрылого летательного аппарата. Использование такого устройства на винтокрыле массой 11500 кг и

мощностью силовой установки 5000 л.с. позволяет увеличить крейсерскую скорость полёта на 45 км/ч и дальность полёта на 100 км. При этом расширяется и диапазон применения аппарата по высотам полёта.

Библиографический список

1. Piasecki X-49 SpeedHawk, <http://airwar.ru/enc/xplane/x49.html>
2. Landis T., Jenkins D. Lockheed AH-56A Cheyenne // Warbird tech. 2000. №55. USA: Specialty Press. 100 с.
3. Ивчин В.А. Современная математическая модель для исследования динамики вертолета на пилотажных стендах // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. №125. С. 54-63.

4. Ивчин В.А., Черток О.Л. Новая математическая модель динамики вертолета для тренажеров и пилотажных стендов // Труды Опытного-конструкторского бюро Московского вертолетного завода имени М.Л. Миля. «Вертолеты». — М.: Машиностроение, 2010. С. 280-297.
5. Панасюченко П.С. Выбор основных параметров винтокрыла одновинтовой схемы с поворотным рулевым устройством // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 38-45.

SELECTION OF TILTING STEERING GEAR PARAMETERS AND ESTIMATION OF ITS IMPLEMENTATION EFFECTIVENESS FOR A SINGLE ROTOR ROTARY-WING STRUCTURE

Panasyuchenko P.S.*, Artamonov B.L.**

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

* e-mail: 4-e-v-e-r@mail.ru

** e-mail: k102@mai.ru

Abstract

Modern advanced helicopter should have not only vertical take off and landing and hover capabilities but also high cruise speed and long range. Compound helicopter can reach high speed with the same engine power by optimal use of the main rotor, additional fixed wing and propulsion system. Producing lift wing reduces main rotor thrust required and prevents the retreating blade stall. Propulsion system thrust provides the fuselage optimum angle of attack when it does not produce negative lift and has minimum drag.

One of the most effective ways to produce thrust at high speeds is tilting the tail rotor. In this case all the power from the main turboshaft engines will be used at hover and also at high speeds, shared between main and tail rotors.

As an example the authors take single rotor helicopter with two VK-2500 turboshaft engines, additional 15 m² wing, propulsion prop with 3.2 m diameter and 11900 kg take off weight. To reach maximum cruise speed (385 km/h) 2500 hp should go to the tail propeller which is 70% of all power produced.

However, different blade washout is required at cruise speed flight (the longest flight mode) and hover for best performance of such a propeller. For this purpose at Mil Moscow Helicopter Plant flight simulator the most effective washout was determined.

Because of additional wing and tail rotor tilting system compound helicopter is 400 kg heavier than a conventional one. But even with lower service ceiling (greater weight, negative wing lift at hover and more anti-torque rotor power required) it has 15% higher cruise speed and range which can be shown both at high

and low flight altitudes with up to 13000 kg takeoff weight.

Keywords: high-speed helicopter, tilt tail rotor, propulsion prop, maximum cruise speed.

References

1. Piasecki X-49 SpeedHawk, <http://airwar.ru/enc/xplane/x49.html>
2. Landis T., Jenkins D. Lockheed AH-56A Cheyenne. *Warbird tech*, 2000, vol. 55. 100 p.
3. Ivchin V.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2008, no. 125, pp. 54–63.
4. Ivchin V.A., Chertok O.L. *Trudy Opytno-konstruktorского byuro Moskovskogo vertoletnogo zavoda imeni M.L. Milya. "Vertolety". Sbornik statey*, Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 280-297.
5. Panasyuchenko P.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 38–45.