

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735:533

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВИНТОКРЫЛА ОДНОВИНТОВОЙ СХЕМЫ С ПОВОРОТНЫМ РУЛЕВЫМ УСТРОЙСТВОМ

Панасюченко П.С.

*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*

Переход от вертолѐта к винтокрылу позволяет увеличить крейсерскую скорость аппарата, однако выбор параметров крыла и пропульсивного движителя винтокрыла является самостоятельной задачей. На основе параметрических расчѐтов показано, что для винтокрыла с заданным несущим винтом существуют оптимальные параметры этих агрегатов и описаны способы их выбора.

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

В современных условиях к вертолету предъявляются требования не только вертикального взлета и посадки, но и большой крейсерской скорости. Единственный путь радикально увеличить крейсерскую скорость — это создание конвертопланов [1]. Однако создание конвертопланов для гражданской авиации связано с серьезными проблемами, которые необходимо преодолеть. К их числу принадлежат: неспособность таких аппаратов выполнять посадку на режиме авторотации из-за очень большой крутки лопастей винта, необходимой для их оптимальной работы в режиме пропеллера; высокая сложность и стоимость конструкции; проблемы переходного режима. Таким образом, возникает задача поиска возможности экономически целесообразного увеличения крейсерской скорости полета

вертолѐта путем установки крыла и пропульсивного движителя.

Вопрос выбора оптимальных параметров скоростного винтокрыла рассматривался А.С. Браверманом в [2], где определялись параметры несущего винта, крыла и пропульсивного движителя, при которых может быть достигнута скорость 400 км/ч при наименьшей мощности силовой установки.

В данной работе находятся оптимальные параметры винтокрыла, обеспечивающие максимальную крейсерскую скорость полѐта при заданной мощности силовой установки. Поставленная задача решалась с использованием пилотажного стенда, созданного на АО «МВЗ им. М.Л. Миля» для решения задач динамики вертолѐта на установившихся и переходных режимах полета. Это позволило в процес-

се анализа и выбора параметров аппарата провести оценку его устойчивости и управляемости уже на ранней стадии проектирования.

Основная идея математической модели вертолѐта, используемой на пилотажном стенде, заключается в отказе от описания характеристик винтов с помощью табличных значений сил и моментов, полученных для установившихся режимов полета [2]. Вместо интерполирования статических характеристик винтов в математическую модель вертолѐта включаются алгоритмы расчета характеристик винтов, осуществляющие интегрирование движения каждой лопасти [3, 4]. Такой подход позволяет исследовать на пилотажном стенде в реальном масштабе времени динамику вертолѐта в целом с учётом динамики несущего и рулевого винтов.

При проектировании скоростного вертолѐта анализируются возможные пути уменьшения потребляемой мощности, необходимой для выполнения горизонтального полѐта при заданных параметрах силовой установки. При этом принимается во внимание возможность возникновения зоны волнового кризиса на наступающей лопасти несущего винта и зоны срыва потока — на отступающей. Появление любой из этих зон (рис. 1) приводит к дополнительным затратам мощности и резкому увеличению переменных нагрузок в системе управления.

На больших скоростях полѐта индуктивная составляющая мощности мала, и меры по её уменьшению путѐм более равномерного распределения индуктивных скоростей по диску винта малоэффективны. Для скоростного вертолѐта, имеющего хорошие аэродинамические обводы, профильная мощность примерно вдвое меньше вредной, поэто-

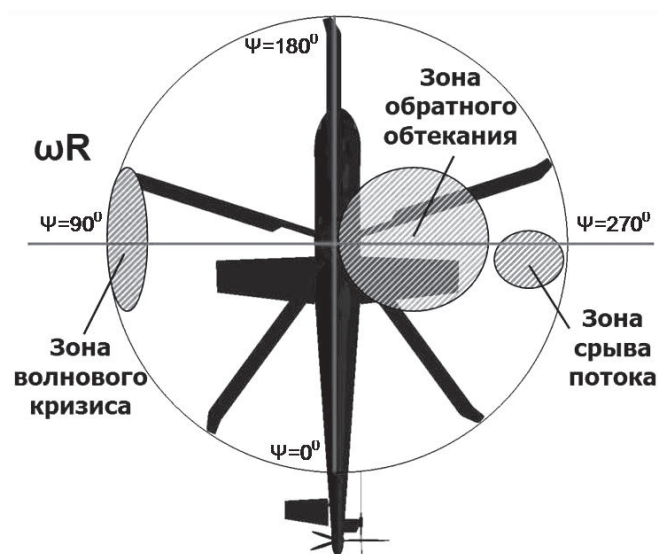


Рис. 1. Факторы, ограничивающие максимальную скорость полѐта вертолѐта

му большое значение имеет балансировочный угол тангажа, который во многом определяет сопротивление фюзеляжа и, соответственно, вредную составляющую потребляемой мощности. Нельзя забывать и об отрицательной подъёмной силе, создаваемой фюзеляжем на больших скоростях полѐта при отрицательных значениях балансировочного угла тангажа.

Таким образом, наиболее эффективным путѐм увеличения диапазона скоростей вертолѐта является уменьшение его вредного сопротивления. Ниже описаны некоторые способы реализации такого подхода.

Известно, что с увеличением отрицательного угла атаки несущего винта начинает резко падать его пропульсивный КПД [1]. Эта проблема может быть решена путѐм установки дополнительного пропульсивного движителя. Подбором величины его силы тяги можно обеспечить такое значение балансировочного угла тангажа аппарата, при котором будет отсутствовать отрицательная подъёмная сила фюзеляжа, уменьшено его сопротивление, а также обеспечен высокий пропульсивный КПД несущего винта. На больших скоростях полѐта снижение несущих способностей несущего винта может быть скомпенсировано установкой крыла, которое в данном случае будет иметь значительно большее аэродинамическое качество.

Таким образом, для увеличения диапазона скоростей полѐта вертолѐта необходимо выбрать оптимальные параметры крыла и пропульсивного движителя, которые обеспечат наибольшую скорость на крейсерском режиме полѐта. Здесь и далее под крейсерским режимом полѐта понимается скорость, потребляемая мощность для реализации которой соответствует крейсерскому режиму работы двигателей.

Необходимо принимать во внимание мировой опыт создания скоростных винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА) различных схем. На диаграмме, представленной на рис. 2 видно, что на больших скоростях полѐта достигли аппараты, имеющие и крыло, и пропульсивный движитель.

В силу наличия дополнительных агрегатов они отличаются от обычного вертолѐта большей сложностью конструкции и несколько меньшей весовой отдачей, однако имеют и преимущества.

1. Разгрузка несущего винта с помощью установки крыла позволяет предотвратить срыв потока на отступающей лопасти на высоких скоростях полета.

2. Применение пропульсивного движителя позволяет сохранять высокое качество аппарата на больших скоростях и высотах полета в широком

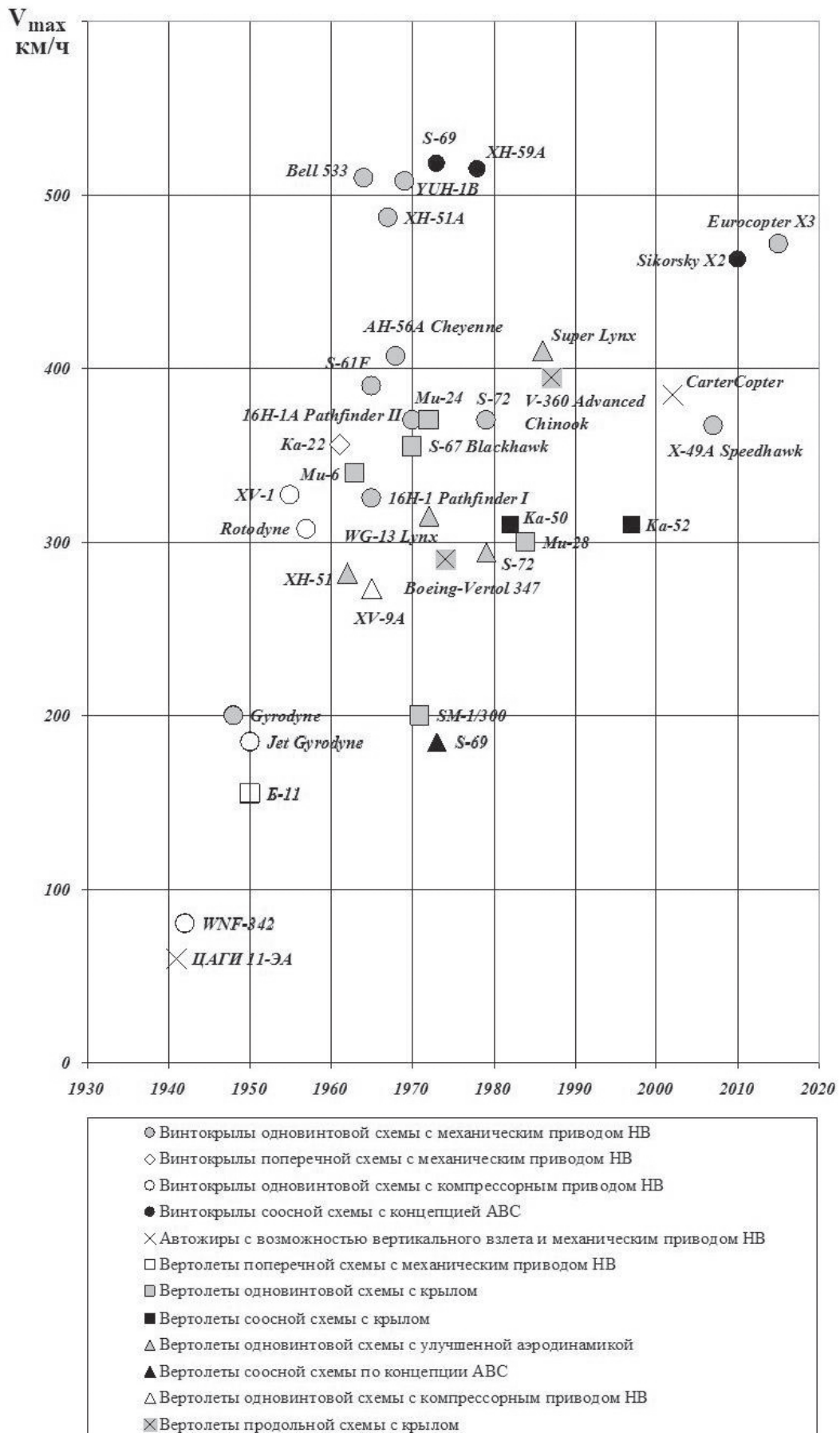


Рис. 2. Диаграмма достижения максимальных скоростей ВКЛА

диапазоне центровок и полетных масс за счет поддержания оптимального угла тангажа.

Разгрузка несущего винта по пропульсивной силе может быть конструктивно реализована различными способами:

1. *Установкой дополнительных маршевых двигателей, например турбореактивных (ТРД).* Реализация такого способа отличается простотой, однако влечет за собой неполное использование мощности двигателей. На висении не работают маршевые двигатели, а в горизонтальном полёте используется не вся мощность основных двигателей, что приводит к значительному увеличению массы аппарата и снижению коэффициента весовой отдачи. Кроме того, в диапазоне скоростей полёта вертолёта ТРД имеют достаточно высокий расход топлива. Поэтому аппараты такого типа создавались как экспериментальные и использовались в качестве летающих лабораторий для отработки несущей системы в большом диапазоне скоростей полёта.

2. *Использованием одного или нескольких дополнительных воздушных винтов, имеющих привод от общей силовой установки.* Такой вариант решения задачи отличается более высоким энергетическим совершенством аппарата при оптимальном распределении мощности между несущим, рулевым и маршевым винтами. Тем не менее, использование «специализированных» агрегатов (рулевой винт для режима висения и маршевый для режима горизонтального полёта) уменьшает весовую отдачу аппарата.

3. *Применением двух симметрично расположенных маршевых винтов, компенсирующих на режиме висения реактивный момент от несущего винта и создающих пропульсивную силу на режиме горизон-*

тального полёта. Такой аппарат имеет высокую весовую отдачу, но отличается сложностью системы управления. Дело в том, что один из маршевых винтов должен работать на висении в режиме реверса тяги, что значительно снижает его эффективность. Другим недостатком данной концепции являются большие затраты мощности, потребной для компенсации реактивного момента на висении из-за малого выноса винтов относительно оси вращения несущего винта.

4. *Применением рулевого устройства с отклоняемым вектором тяги.* Данный способ достижения высокой скорости полёта можно считать одним из наиболее эффективных с точки зрения весового и энергетического совершенства аппарата. Но эта концепция отличается необходимостью проектирования двухрежимного рулевого устройства.

На рис. 3 представлен общий вид аппарата, выполненного по данной концепции. Он имеет следующие параметры:

- полётная масса 11500 кг,
 - площадь вредной пластинки $2,07 \text{ м}^2$,
 - крейсерская мощность двигателей $2 \times 2000 \text{ л.с.}$,
 - диаметр несущего винта 17,3 м,
 - число лопастей 6,
 - коэффициент заполнения 0,12,
 - КПД маршевого винта 0,82 (с учётом потерь в трансмиссии),
 - аэродинамическое качество крыла 15 (постоянное удлинение, оптимальный угол атаки),
 - высота крейсерского полёта 3000 м.
- Мощность, подаваемая на маршевый винт, изменялась от 0 до 100% от располагаемой (в последнем случае несущий винт переводится на режим авторотации). Площадь крыла $S_{кр}$ менялась в диа-

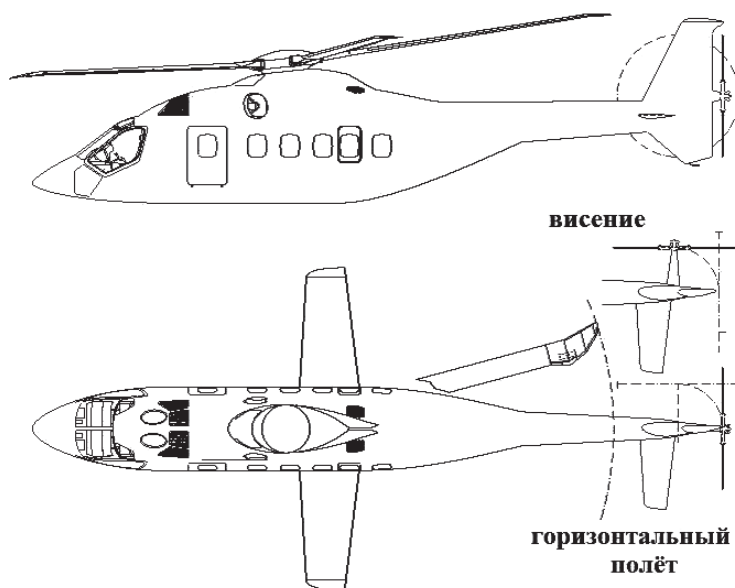
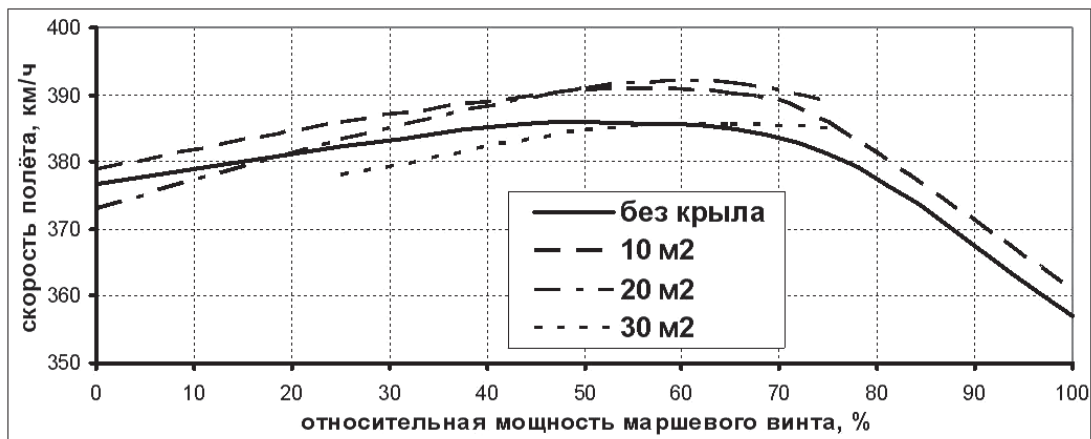


Рис. 3. Общий вид прорабатываемого аппарата

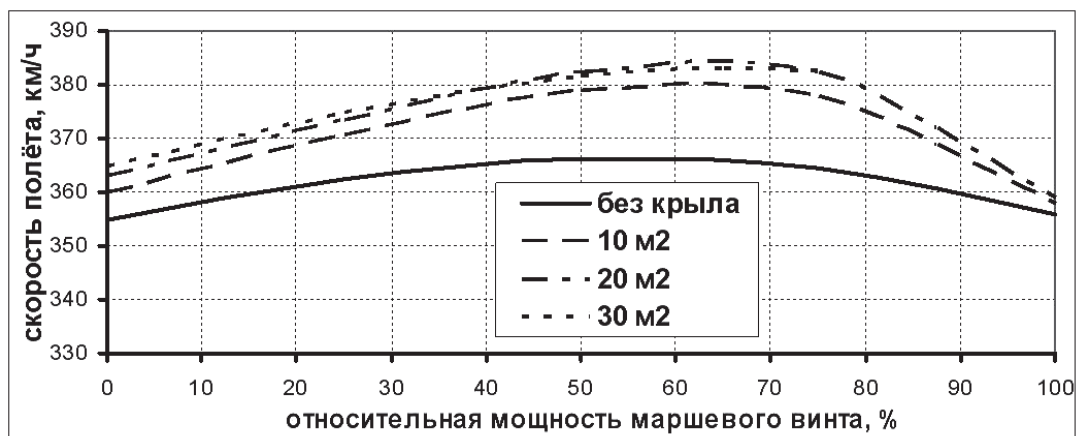
пазоне от 0 до 30 м². Во всех рассмотренных ниже вариантах несущий винт аппарата и располагаемая мощность двигателей оставались неизменными.

Из рис. 4, где представлены результаты расчётов крейсерской скорости полёта аппаратов, видно, что существуют оптимальные значения величины пропульсивной силы, создаваемой пропульсивным движителем, при которых вертолёт имеет наибольшую крейсерскую скорость. При любых кон-

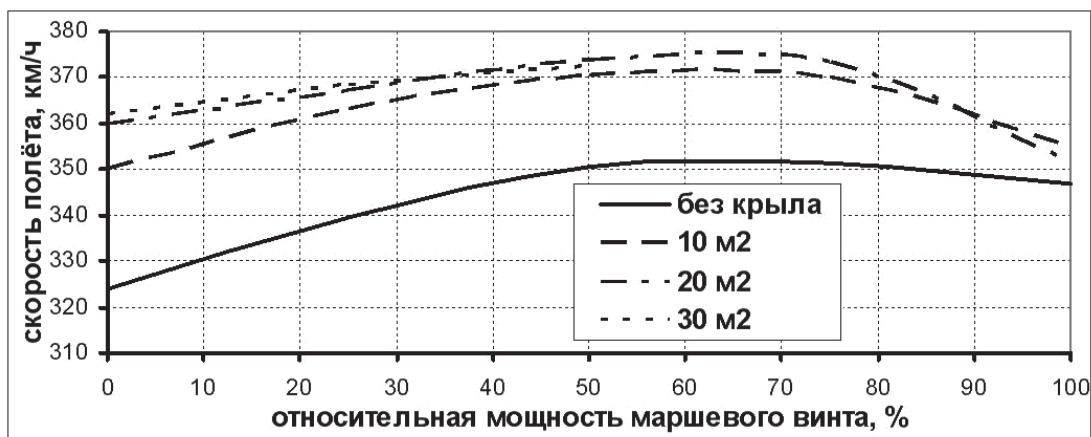
фигурациях винтокрыла перевод несущего винта на режим авторотации приводит к ухудшению лётно-технических характеристик по сравнению с частичной разгрузкой несущего винта по пропульсивной силе. Это согласуется с данными, полученными в лётных испытаниях вертолёта Lockheed AH-56a Cheyenne [5], а также с результатами расчётов, представленными в работе А.С. Бравермана [2].



а)



б)



в)

Рис. 4. Зависимость крейсерской скорости полёта от распределения мощности между несущим и маршевым винтами при различных значениях площади крыла и полётной массы: а — 10000 кг; б — 11500 кг; в — 13000 кг

Из графиков видно, что при нормальной полётной массе винтокрыла (11500 кг) наличие крыла и пропульсивного движителя позволяет увеличить крейсерскую скорость полёта на 30 км/ч. При меньшей полётной массе (10000 кг) прирост крейсерской скорости винтокрыла по сравнению с вертолётном ещё меньше и составляет 15 км/ч. В перегрузочном варианте (13000 кг) прирост скорости в случае применения крыла и пропульсивного движителя составляет почти 60 км/ч.

На рис. 5 приведены значения максимальной крейсерской скорости полёта в зависимости от площади крыла при оптимальном распределении мощности между несущим и маршевым винтами.

Анализ кривых на рис. 5 показывает, что для всех трёх значений полётной массы оптимальная площадь крыла находится в диапазоне $S_{кр} \approx 16 \div 22 \text{ м}^2$. В точках оптимума маршевый винт полностью компенсирует вредное сопротивление фюзеляжа. Отметим, что полученные оптимальные

параметры крыла близки к значениям, полученным А.С. Браверманом для винтокрыла взлетной массой 14500 кг: $S_{кр} \approx 11,7 \div 11,9 \text{ м}^2$. Расхождение точек оптимума объясняется применением различных несущих винтов.

На рис. 6 приведена зависимость оптимального распределения мощности силовой установки между несущим и маршевым винтами при различных значениях полётной массы винтокрыла. Из рисунка видно, что мощность, передаваемая на маршевый винт, должна составлять 50—68 % от располагаемой мощности.

Выводы

При любых конфигурациях винтокрыла перевод несущего винта на режим авторотации приводит к ухудшению лётно-технических характеристик по сравнению с частичной разгрузкой несущего винта по пропульсивной силе.

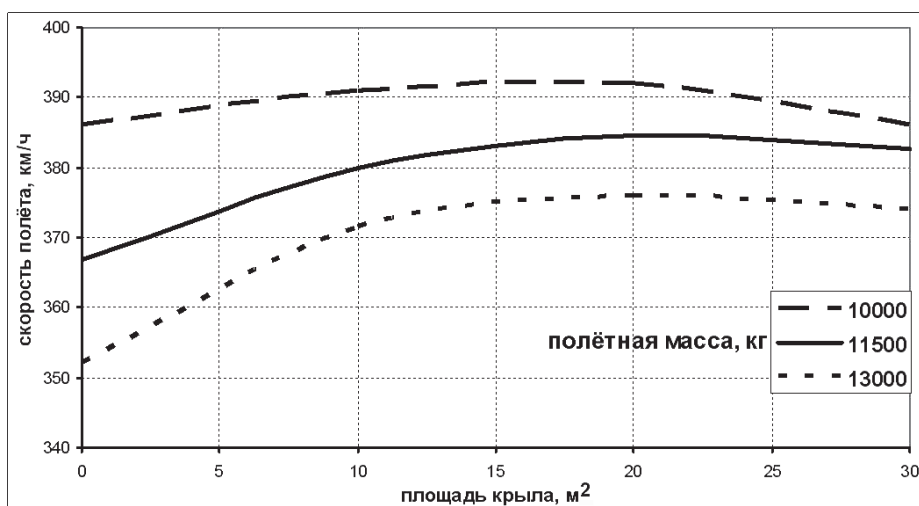


Рис. 5. Влияние площади крыла на крейсерскую скорость винтокрыла при различных значениях его полётной массы

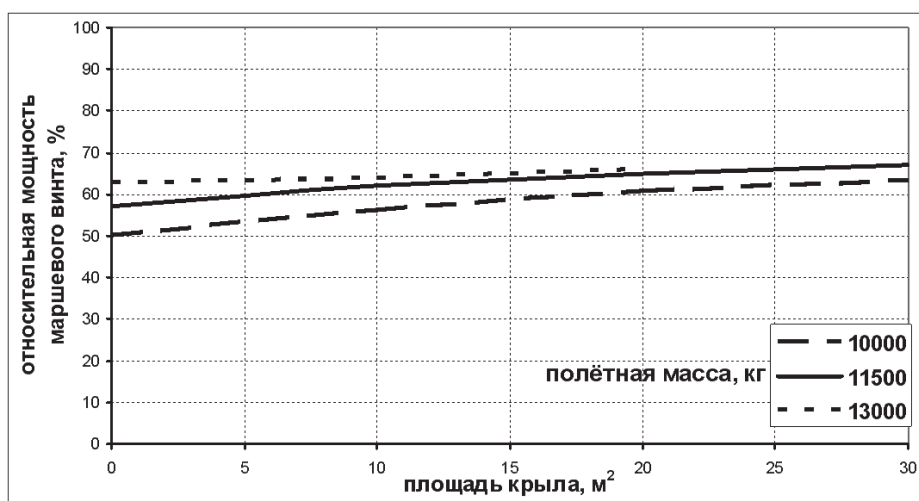


Рис. 6. Оптимальное распределение мощности между несущим и маршевым винтами при различных значениях полётной массы винтокрыла

Установка крыла и пропульсивного двигателя позволяет увеличить крейсерскую скорость полёта на 30—60 км/ч.

При анализе полученных материалов следует иметь в виду, что максимальная скорость полёта может быть ограничена не только располагаемой мощностью силовой установки, но и уровнем переменных нагрузок в системе управления несущим винтом. Поэтому вопрос выбора параметров скоростного винтокрыла требует дальнейшего исследования.

Библиографический список

1. Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л. Проблемы повышения крейсерской скорости полёта вертолёта и пути их решения // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 55. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30115>
2. Браверман А.С., Вайнтриб А.П. Динамика вертолёта. — М.: Машиностроение, 1988. — 280 с.
3. Ивчин В.А. Современная математическая модель для исследования динамики вертолёта на пилотажных стендах // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. №125. М.: ФА ВТ МГТУ ГА. С. 54-63.
4. Ивчин В.А., Черток О.Л. Новая математическая модель динамики вертолёта для тренажеров и пилотажных стендов // Вертолеты. Труды Опытно-конструкторского бюро Московского вертолётного завода имени М.Л. Миля. — М.: Машиностроение, 2010. С. 280-297.
5. Landis T., Jenkins D. Lockheed AH-56A Cheyenne // Warbird tech. 2000. №55. USA: Specialty Press. 100 с.

SELECTION OF CRITICAL PARAMETERS OF A SINGLE ROTOR SCHEME ROTARY-RING WITH SWIVELING STEERING GEAR

Panasyuchenko P.S.

*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*

Abstract

Requirements placed on modern perspective helicopters envisage not only vertical take-off, landing and hovering, but long-range cruise speed as well.

Having the same engine installation, a rotary-wing can achieve high flight speeds due to optimal use of the main rotor, additional fixed wing and propulsion plant. Creating the lifting force, the wing unloads the main rotor, preventing the retreating blade stalling. Propulsion plant sets optimum fuselage attack angle when it does not create negative lifting force and has minimum drag.

Implementation of jet engines to create helicopter propulsion force is not effective since they are not used during hovering. Thus, in case of using turboprops as cruise engines not the entire power of main engines is realized at high flight speeds. This drawback can be rectified by using one or more extra propellers, driven by common transmission. In case of single rotor helicopter propellers can be used for reactive torque compensation at low flight speeds. At high speeds reactive torque is compensated by vertical tail.

The alternate method of propulsive force creation at high speeds consists in implementation of tilting the tail

rotor. In this case, all the power of main turboshaft engines will be used at hover, as well as at high speeds, distributing between main and tail rotors.

The main problem of rotary-wing design is selection of the wing and propulsion prop parameters. This problem was solved by parametric analysis using Mil Moscow Helicopter Plant flight simulator. Engine power and main rotor parameters were fixed, and wing area and propulsion prop thrust varied.

For a single rotor helicopter with two VK-2500M turboshaft engines and take off weight of 11500 kg, additional 15 m² wing should be used to reach maximum cruise speed 385 km/h. The main rotor autorotation is not an optimal way to achieve the highest aircraft performance characteristics. The main propeller should compensate fuselage drag. It needs 2500 h. p. for this purpose. The main rotor, with this, produces 70% of required lifting force for a horizontal flight and consumes 1500 h. p.

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

References

1. Tishchenko M.N., Artamonov B.L. *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI»*, 2012, no. 55, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=30115> (accessed 16.05.2012).
2. Braverman A.S., Vaintrub A.P. *Dinamika vertoleta* (Helicopter dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 280 p.
3. Ivchin V.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2008, no. 125, pp. 54-63.
4. Ivchin V.A., Chertok O.L. *Vertolety. Trudy Opytno-konstruktorskogo byuro Moskovskogo vertoletnogo zavoda imeni M.L. Milya. Sbornik statey*, Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 280-297.
5. Landis T., Jenkins D. Lockheed AH-56A Cheyenne. *Warbird tech*, USA, Specialty Press, 2000, no. 55, 100 c.